

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»

ФАКУЛЬТЕТ ЕЛЕКТРОНІКИ
КАФЕДРА АКУСТИКИ ТА АКУСТОЕЛЕКТРОНІКИ

«На правах рукопису»
УДК 681.884

«До захисту допущено»
Завідувач кафедри
_____ В. С. Дідковський
(підпис) (ініціали, прізвище)
“ ” _____ 2019 р.

Магістерська дисертація

зі спеціальності (спеціалізації) 171 Електроніка

на тему: «Завадостійкість акустичних антен систем повітряного шумопеленгування»

Виконав: студент 2-го курсу, групи ДГ-71мн

_____ Костюк Роман Юрійович _____
(прізвище, ім'я, по батькові) (підпис)

Науковий керівник проф. каф. ААЕ, д. т. н., проф. Коржик О. В. _____
(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали) (підпис)

Консультант _____
(назва розділу) (посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ініціали) (підпис)

Рецензент _____
(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали) (підпис)

Засвідчую, що у цій магістерській дисертації немає запозичень з праць інших авторів без відповідних посилань.

Студент _____
(підпис)

Київ – 2019 року

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут
імені Ігоря Сікорського»

Факультет електроніки

Кафедра акустики та акустoeлектроніки

Рівень вищої освіти – другий (магістерський) за освітньо-науковою програмою

Спеціальність 171 Електроніка

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ В. С. Дідковський
 (підпис) (ініціали, прізвище)

«___» _____ 2019 р.

ЗАВДАННЯ

на магістерську дисертацію студенту

Костюку Роману Юрійовичу

1. Тема дисертації «Завадостійкість акустичних антен систем повітряного шумопеленгування», науковий керівник дисертації, д. т. н., проф. Коржик О. В., затверджені наказом по університету від «25» березня 2019 р. № 959-с.
2. Строк подання студентом дисертації: 13.05.2019.
3. Об'єкт дослідження: процес шумопеленгування безпілотного ЛА, а саме дрона мультикоптерного типу.
4. Предмет дослідження: завадостійкість акустичних антен систем повітряного шумопеленгування.
5. Перелік завдань, які потрібно розробити:
 - визначити основні співвідношення для розрахунку коефіцієнту завадостійкості до поля ізотропних завад, анізотропних шумів носія та до сигналу цілі;
 - провести вимірювання шумових характеристик макету квадрокоптера з метою визначення діапазону робочих частот акустичних антен;
 - провести розрахунок та вимірювання коефіцієнту завадостійкості для двох типів антен (з кардіоїдними та ненаправленими приймачами);

- здійснити порівняльний аналіз отриманих теоретичних та практичних результатів.

6. Перелік графічного (ілюстративного) матеріалу: презентація.

7. Орієнтовний перелік публікацій:

- Костюк Р. Ю., Козак А. В., Ларін П. М. Розробка мікрофонного тракту для систем повітряної шумопеленгації. *X Міжнародна науково-технічна конференція молодих вчених «Електроніка–2017»* : матеріали міжнар. наук.-техн. конф., м. Київ, 25–27 квітня 2017 р. Київ, 2017. С. 27–30.
- Козак А. В., Ларін П. М., Костюк Р. Ю. Імітаційне моделювання приладу вимірювання інтенсивності звуку та формування просторової вибіркості в повітряному середовищі. *X Міжнародна науково-технічна конференція молодих вчених «Електроніка–2017»* : матеріали міжнар. наук.-техн. конф., м. Київ, 25–27 квітня 2017 р. Київ, 2017. С. 46–51.
- Козак А. В., Ларін П. М., Костюк Р. Ю., Коржик О. В. Імітаційне моделювання вимірювача інтенсивності звуку в задачах шумопеленгування. *Електронна та акустична інженерія*. 2018. №1. С. 27–33.
- Козак А. В., Ларін П. М., Костюк Р. Ю. Пристрій виявлення безпілотних літальних апаратів у програмному середовищі LabView. *XI Міжнародна науково-технічна конференція молодих вчених «Електроніка–2018»* : матеріали міжнар. наук.-техн. конф., м. Київ, 3–5 квітня 2018 р. Київ, 2018. С. 78–81.
- Ларін П. М., Козак А. В., Костюк Р. Ю. Пристрій пеленгування безпілотних літальних апаратів у програмному середовищі LabView. *XI Міжнародна науково-технічна конференція молодих вчених «Електроніка–2018»* : матеріали міжнар. наук.-техн. конф., м. Київ, 3–5 квітня 2018 р. Київ, 2018. С. 74–78.
- Мультикомпонентна векторна акустична антена пристроїв виявлення та пеленгування: пат. 132160 Україна: МПК G01S 3/808 (2006.01). № u201809649; заявл. 26.09.2018; опубл. 11.02.19, бюл. № 3/2019. 3 с.

8. Дата видачі завдання: 01.09.2017.

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Строк виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Огляд літературних джерел	01.09.2017 – 30.12.2017	
2.	Підготовка плану експерименту	01.01.2018 – 30.04.2018	
3.	Проведення експерименту	01.05.2018 – 30.10.2018	
4.	Обробка результатів експерименту	01.11.2018 – 30.02.2019	
5.	Оформлення пояснювальної записки	01.03.2019 – 30.04.2019	
6.	Підготовка презентації	01.05.2019 – 10.05.2019	

Студент

(підпис)

Р. Ю. Костюк
(ініціали, прізвище)

Керівник роботи

(підпис)

О. В. Коржик
(ініціали, прізвище)

РЕФЕРАТ

Робота містить 117 сторінок, 29 таблиць, 51 рисунок та 53 літературних джерела.

Актуальність дослідження полягає у наступному:

- необхідність у сучасних системах виявлення безпілотних ЛА саме вітчизняного виробництва;
- у наукових працях, які освітлюють дослідження задач виявлення безпілотних ЛА, відсутній акцент на акустичні прийомні пристрої в цілому та їх характеристики зокрема, що є принциповим при проектуванні систем виявлення.

Робота пов'язана з результатами співпраці з Військовим інститутом телекомунікацій та інформатизації, Національним авіаційним університетом, КБ «Південне», а також із науковими тематиками кафедри акустики та акустoeлектроніки НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського».

Метою дослідження є аналіз просторово-енергетичних характеристик акустичних антен з різними типами формування просторової вибірконості їх приймачів і надання рекомендацій щодо розробки акустичних систем виявлення безпілотних літальних апаратів.

Задачі дослідження:

- визначити основні співвідношення для розрахунку коефіцієнту завадостійкості до поля ізотропних завад, анізотропних шумів носія та до сигналу цілі;
- провести вимірювання шумових характеристик макету квадрокоптера з метою визначення діапазону робочих частот акустичних антен;
- провести розрахунок та вимірювання коефіцієнту завадостійкості для двох типів антен (з кардіоїдними та ненаправленими приймачами);
- здійснити порівняльний аналіз отриманих теоретичних та практичних результатів.

Об'єктом дослідження є процес шумопеленгування безпілотного ЛА, а саме дрона мультикоптерного типу, а предметом дослідження – завадостійкість акустичних антен систем повітряного шумопеленгування.

Методи досліджень: моделювання характеристик направленості лінійних дискретних акустичних антен засобами MATLAB; вимірювання діаграм направленості акустичних антен; чисельні методи розрахунку коефіцієнтів завадозахищеності на основі діаграм направленості; вимірювання рівнів звукового тиску безпілотного літального апарату за стандартизованою методикою.

Наукова новизна полягає у отриманні рекомендацій щодо розрахунку та вимірювання просторово-енергетичних характеристик засобів пеленгування малогабаритних повітряних об'єктів.

Одержані результати можуть бути застосовані при проектуванні акустичних антен систем виявлення безпілотних літальних апаратів, що встановлюються на носієві, який є джерелом небажаного акустичного випромінювання.

Результати досліджень апробовано на XI Міжнародній науково-технічній конференції молодих вчених «Електроніка–2018», опубліковані у журналі «Електронна та акустична інженерія», а також зареєстровано патент на корисну модель UA132160.

Ключові слова: *безпілотний літальний апарат, акустична антена, завадостійкість, повітряний шумопеленгатор, характеристика направленості.*

ABSTRACT

The work contains 117 pages, 29 tables, 51 figures and 53 literary sources.

The relevance of the study is as follows:

- the need for modern systems for the detection of unmanned aerial vehicles, which are manufactured in our country;
- in scientific works, which highlight the research of the tasks of detecting unmanned aerial vehicles, there is no emphasis on receiving devices in general and their characteristics in particular, which is fundamental in the design of detection systems.

The work is connected with the results of cooperation with the Military Institute of Telecommunications and Information Technologies, the National Aviation University, Yuzhnoye Design Office, as well as with the scientific topics of the department of acoustics and acoustoelectronics of NTUU "Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute".

The purpose of the study is to analyze the spatial and energy characteristics of acoustic antennas with different types of spatial selectivity of their receivers and provide recommendations for the development of acoustic detection systems for unmanned aerial vehicles.

Research objectives:

- to determine the basic relations for calculating the noise immunity coefficient to the field of isotropic noise, anisotropic carrier noise and to the target signal;
- to measure the noise characteristics of a quadcopter model in order to determine the range of operating frequencies of acoustic antennas;
- to calculate and measure the noise immunity coefficient for two types of antennas (with cardioid and non-directional receivers);
- to make a comparative analysis of the obtained theoretical and practical results.

The object of the research is the process of sound location of an unmanned aircraft, namely a multicopter type drone, and the subject of the study is the noise immunity of acoustic antennas of aerial sound location systems.

Research methods: simulation of the directivity characteristics of linear discrete acoustic antennas by means of MATLAB; measurement of the directivity patterns of acoustic antennas; numerical methods for calculating noise immunity coefficients based on directivity patterns; measurement of the levels of sound pressure of an unmanned aerial vehicle according to a standardized method.

The scientific novelty consists in obtaining recommendations for the calculation and measurement of spatial and energy characteristics of small-sized airborne targets.

The results obtained can be used in the design of acoustic antennas for detection systems for unmanned aerial vehicles mounted on a vehicle that is a source of undesired acoustic radiation.

The results of the research were tested at the XI International scientific and technical conference of young scientists "Electronics–2018", published in the journal "Electronic and acoustic engineering", as well as patented utility model UA132160.

Key words: *unmanned aerial vehicle, acoustic antenna, noise immunity, aerial sound locator, directivity characteristics.*

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ І ТЕРМІНІВ.....	12
ВСТУП.....	13
РОЗДІЛ 1 СУЧАСНИЙ СТАН ТА ПРОБЛЕМИ У ЗАДАЧАХ ВИЯВЛЕННЯ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ.....	16
1.1 Огляд відомих рішень.....	16
1.1.1 Технічні рішення.....	16
1.1.2 Наукові дослідження.....	19
1.1.3 Патенти.....	23
1.2 Висновки та постановка основних задач роботи.....	24
РОЗДІЛ 2 ЗАВАДОСТІЙКІСТЬ ШУМОПЕЛЕНГАТОРНИХ ПРИСТРОЇВ	27
2.1 Основні співвідношення для розрахунку коефіцієнту завадостійкості акустичних антен.....	27
2.2 Типи завад у шумопеленгаторних трактах.....	29
2.3 Підходи до покращення завадостійкості	32
РОЗДІЛ 3 ВИМІРЮВАННЯ ТА АНАЛІЗ ШУМОВИХ ХАРАКТЕРИСТИК БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ МУЛЬТИКОПТЕРНОГО ТИПУ	36
3.1 Фізичні принципи утворення шуму безпілотним літальним апаратом мультикоптерного типу	36
3.2 Спрощена математична модель шуму безпілотного літального апарату мультикоптерного типу	39
3.3 Підготовка вимірювань.....	40
3.3.1 Визначення переліку параметрів зразка, які вивчаються	41
3.3.2 Визначення меж змін досліджуваних параметрів зразка	41

3.3.3	Визначення чисельних значень умов проведення експерименту	41
3.3.4	Визначення можливих похибок і невизначеностей в експерименті та поділ їх на види	42
3.3.5	Оцінка невизначеності експерименту	43
3.3.6	Постановка вимог до точності апаратури та пристроїв	44
3.3.7	Складання структурної схеми експериментальної установки	44
3.3.8	Розміщення та режим роботи об'єкту досліджень під час вимірювання.....	45
3.4	Методи випробувань	45
3.4.1	Опорна коробка та вимірювальна поверхня.....	45
3.4.2	Розрахунок рівнів звукового тиску	46
3.4.3	Розрахунок рівнів спектральної густини тиску	49
3.4.4	Розрахунок рівнів звукової потужності	49
3.5	Результати вимірювань.....	51
3.5.1	Об'єкт випробувань	51
3.5.2	Режими роботи та необхідні інтервали вимірювань	51
3.5.3	Умови встановлення	52
3.5.4	Випробовувальне середовище	52
3.5.5	Використана апаратура.....	54
3.5.6	Координати вимірювальних позицій	58
3.5.7	Спектри шумового випромінювання БЛА МТ	58
3.5.8	Рівні звукового тиску.....	59
3.5.9	Рівні спектральної густини звукового тиску.....	70
3.5.10	Рівні звукової потужності	71
3.5.11	Оцінка невизначеності виміряних значень.....	72

3.6 Висновки	72
РОЗДІЛ 4 РОЗРАХУНОК ЗАВАДОСТІЙКОСТІ АКУСТИЧНИХ АНТЕН.....	75
4.1 Розрахунок габаритних розмірів ЛДАА	75
4.2 ЛДАА з ненаправленими приймачами	79
4.3 ЛДАА з направленими приймачами	79
4.4 Умови вимірювання діаграм направленості.....	96
4.5 Висновки	97
РОЗДІЛ 5 РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП ПРОЕКТУ	100
5.1 Опис ідеї товару.....	100
5.2 Технологічний аудит ідеї проекту	100
5.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту	101
5.4 Розроблення ринкової стратегії проекту	105
5.5 Розроблення маркетингової програми стартап-проекту	106
5.6 Висновки	108
ВИСНОВКИ.....	110
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	112

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ І ТЕРМІНІВ

АА	—	акустична антена
АЦП	—	аналогово-цифровий перетворювач
АЧХ	—	амплітудно-частотна характеристика
БЛА	—	безпілотний літальний апарат
ДН	—	діаграма направленості
ЕАП	—	електроакустичний перетворювач
ЕРС	—	електрорушійна сила
ЗІ	—	звуковий інтерфейс
КП	—	комбінований приймач
ЛА	—	літальний апарат
ЛДАА	—	лінійна дискретна акустична антена
МТ	—	мультикоптерний тип
НДДДКР	—	науково-дослідні та дослідно-конструкторські роботи
ПК	—	персональний комп'ютер
ПП	—	поворотний пристрій
ФЧХ	—	фазо-частотна характеристика
ХН	—	характеристика направленості
ЦАП	—	цифро-аналоговий перетворювач

ВСТУП

Безпілотний літальний апарат (ЛА) – це літаючий робот, що не несе на борту пілота, а керується ним віддалено. Інша назва – дрон – найімовірніше походить від звуку, створюваного ним при польоті, що схожий на гудіння пчолиного рою (англ. drone – трутень).

На сьогодні використання дронів набуло масовості через новітні технічні рішення, відносну простоту управління та обслуговування, що дає можливість виконувати широкий спектр завдань у сферах промисловості, науки, оборони, надзвичайних ситуацій тощо [1]–[4]. Вони можуть здійснювати польоти у відкритих і закритих просторах, у різних середовищах та переносити на борту вантажі, тип яких залежить від призначення дронів.

У свою чергу велика кількість сфер застосування спричинила виникнення різноманітності типів цих літальних апаратів, які відрізняються за конструкцією і технічними характеристиками [5]. Найочевиднішою класифікаційною ознакою є маса та габаритні розміри, за якою спектр поділяється на: великі ЛА (UAV – unmanned air vehicles, 5 – 15000 кг); малі ЛА (μ UAV – micro unmanned air vehicles, 2 – 5 кг); мікро-ЛА (MAV – micro air vehicle, 50 г – 2 кг); нано-ЛА (NAV – nano air vehicle, 3 г – 50 г); піко-ЛА (PAV – pico air vehicle, 0,5 г – 3 г); «розумний пил» (SD – smart dust, 0,005 г – 0,5 г).

Кожен з наведених класів у свою чергу поділяється на підкласи в залежності від конструктивних особливостей (тип фюзеляжу, кількість двигунів, місце їх розміщення тощо), що також спричиняють і особливості літальних характеристик (вертикальний або горизонтальний зліт і посадка, можливість «зависання» у одній точці і т. д.).

У реаліях сучасної України найпоширенішим у загальному доступі цивільним підкласом дронів є мікро-ЛА гвинтокрилового типу. Підйомна сила утворюється за допомогою обертання крил (лопатей) навколо осі двигуна. Кілька крил, з'єднаних на одній осі називаються пропелером або гвинтом. Просторова орієнтація двигунів та їх кількість може варіюватися (від одного до дванадцяти),

що дає іншу назву таким ЛА – мультикоптери. Ці дрони можуть переміщуватися з високою швидкістю у будь-якому напрямку, здійснювати вертикальний зліт і посадку та зависати у одній точці на тривалий час, що дозволяє використовувати їх у важкодоступних місцях, тобто там, де необхідна висока маневреність. Найкращими для цього є мультикоптери з чотирма пропелерами – квадрокоптери. В ідеальному випадку необхідно зменшувати їх розмір для підвищення маневреності, проте при малій площі пропелера тяга падає і ефективність знижується, а отже підвищується споживання потужності, запас якої обмежений вантажопідйомністю. Слід додати, що найбільше енергоспоживання відбувається якраз у режимі зависання. Тому головним недоліком мультикоптерів є зниження автономності польоту.

На жаль, окрім корисного призначення, дрони застосовують у таких цілях, що завдають шкоди майну, приватному життю та безпеці громадян [6]. Як наслідок, виникає потреба у протидії цим злочинним застосуванням будь-якими шляхами. У випадку серійних моделей від відомих компаній (одна з найпоширеніших – DJI) на етапі розробки вводять певні обмеження, що не дозволяють використовувати ЛА у зонах обмеженого польоту (аеропорти та інші закриті території), однак цей захист досить просто обходять модифікацією конструкції. Окрім того, існує також можливість саморобного виготовлення мультикоптерів, оскільки матеріали та інформація для цього знаходиться у відкритому доступі [7]. Тому необхідним є використання безпосередніх методів боротьби із дронами, що включають у себе виявлення, локалізацію та подальше знешкодження. Кожна із цих процедур має різні варіанти виконання та має бути розглянута і досліджена спочатку окремо, а потім у сукупній системі. Крім того, важливим аспектом є те, що деякі частини такої системи мають бути автономними, тобто виконувати весь цикл без взаємодії з оператором. Це стосується процедури виявлення та локалізації, результатом якого є видача інструкції знешкоджуючій частині системи, яка вже безпосередньо керується оператором.

Перш за все логічно розглянути системи виявлення та локалізації і їх можливості. Вони можуть бути реалізовані на принципах, що мають різну фізичну природу [8]–[9], та можуть поєднувати ці принципи з метою підвищення ефективності виявлення й локалізації. Це призводить до виникнення систем, що ґрунтуються одночасно на радіолокаційних, оптичних, теплових та акустичних фізичних засадах і називаються мультисенсорними [10]–[14]. Кожен вид систем має певні переваги та недоліки. Наприклад, для оптичної системи недоліком є погана видимість за ускладнених погодних умов (туман, опади) та висока вартість приладів з високою роздільною здатністю, для радіолокації – малі геометричні розміри дрону, режим тиші в ефірі, вартість і т. д. У свою чергу акустична система має декілька переваг, а саме: відносно низька вартість радіоелектронної апаратури і можливість працювати цілодобово. Тобто, у темну пору доби акустична система зберігає свої функціональні можливості, у порівнянні з дешевою оптичною. Але основною проблемою акустичних систем [9], [14]–[14] у повітрі є мала дальність дії, що у першу чергу пов'язано зі значним затуханням звукових процесів (порівняно з водою). Дослідження та практичне вирішення цієї проблеми є актуальним, оскільки наразі такі системи вітчизняного виробництва в Україні відсутні.

Оскільки акустичні системи можуть виконувати як задачу виявлення об'єкту, так і задачу знаходження напрямку на нього, то вони також називаються шумопеленгаторними, тобто такими, що здійснюють визначення кута пеленгу.

Одним із ключових елементів шумопеленгаторних систем є акустична антена (АА), основна роль якої полягає у підвищенні просторової вибірковості системи в цілому. Вона має перелік параметрів, одним з яких є завадостійкість [16]. Він характеризує здатність антени підвищувати ефективність виділення корисного сигналу дрону на фоні завад різного фізичного характеру [17] та безпосередньо [18] впливає на дальність дії системи шумопеленгування. Саме тому задача дослідження підвищення завадостійкості шумопеленгаторних систем становить як науковий, так і практичний інтерес.

РОЗДІЛ 1

СУЧАСНИЙ СТАН ТА ПРОБЛЕМИ У ЗАДАЧАХ ВИЯВЛЕННЯ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

1.1 Огляд відомих рішень

1.1.1 Технічні рішення

У асортименті закордонних компаній є декілька варіантів мультисенсорних систем виявлення безпілотних ЛА, зокрема тих, що мають у своєму складі шумопеленгаторні системи. Очевидно, що при цьому вони надають доступ лише до інформації рекламного характеру. Зазвичай такі системи комплектуються набором датчиків та програмним забезпеченням, що дозволяє здійснювати функції пошуку дронів дистанційно та інформувати про виявлену загрозу автоматично.

Типовим представником системи акустичного спостереження є «Drone Detector» [9] від компанії ORELIA (рис. 1.1). Система містить у своєму складі набір модулів, що розміщуються на території об'єкту, який охороняється, у різних його точках таким чином, щоб сформувати об'ємний захисний бар'єр. Один модуль є непрямованим та забезпечує дальність дії 100 метрів.



Рисунок 1.1 – Акустичний модуль системи «Drone Detector»

Польська компанія Advanced Protection Systems [14] представляє продукт під назвою «ctrl+sky», що включає акустичний сенсор (рис. 1.2), який містить 8-и елементний мікрофонний масив. Використання цифрової методики формування характеристики спрямованості дозволяє здійснювати локалізацію дронів у будь-якому напрямку. Може працювати в умовах міського шуму, так як містить класифікаційні алгоритми машинного навчання, що допомагають ідентифікувати саме дрони, а не інші об'єкти. При цьому заявлена виробником дальність виявлення становить 200 метрів. Також система має засоби вимірювання параметрів навколишнього середовища, що дозволяє адаптувати обчислювальні методи до погодних умов. Зв'язок з оператором здійснюється за протоколом Ethernet.



Рисунок 1.2 – Акустичний сенсор «ctrl+sky»

Два типи акустичних датчиків від компанії DroneShield [14] показано на рисунках 1.3 та 1.4. Перший з них – «WideAlert» – представляє собою датчик

ближнього радіусу дії (до 200 метрів) та забезпечує огляд у 180 градусів (встановлюється, наприклад, на стіні). Має у складі фільтри, що дозволяють відокремити шум дрона від шуму навколишнього середовища, витримує складні погодні умови та керується віддалено.

Другий сенсор – «FarAlert» – параболічний мікрофон діаметром 66 сантиметрів забезпечує дистанції виявлення, що варіюються в залежності від типу середовища, у якому він встановлений, та розміру дрона:

- 500-1000 м – сільська місцевість, дрон середнього розміру;
- 250-500 м – передмістя, малий дрон;
- 100-250 м – місто, малий дрон.

Так само як і «FarAlert» має систему ідентифікації, атмосферостійкий та може керуватися на відстані.



Рисунок 1.3 – Акустичний датчик «WideAlert»



Рисунок 1.4 – Акустичний датчик «FarAlert»

1.1.2 Наукові дослідження

У розглянутих наукових статтях зазвичай описують застосування відомих алгоритмів обробки акустичних сигналів, отриманих за допомогою мікрофонних масивів різної структури. Теоретична частина цих статей побудована на відомих алгоритмах, що розроблені для інших подібних застосунків, але основним інструментом досліджень є експерименти.

У статті [19] наведено результати практичної перевірки алгоритму виявлення та знаходження напрямку на об'єкт, а саме алгоритму перетворення фази, який базується на узагальненому крос-кореляційному методі. Пропонований метод відомий тим, що дає хороші результати при наявності реверберації (а вона присутня у вигляді відбиття від землі у найпростішому випадку сільської місцевості та від стін і асфальту у міських умовах), збільшує

дальність виявлення (до 300 метрів) порівняно зі звичайним методом формування характеристик спрямованості та збільшує швидкість обчислень. Акустична антена, описана у статті, складалась із двох ярусів шестиелементних кругових масивів з радіусом 1 метр. Збільшення кількості мікрофонів у масиві призводить до покращення точності виявлення.

При розгортанні декількох багатомікрофонних масивів у різних точках об'єкту, що охороняється, можливо локалізувати дрон. Слід зазначити, що використання декількох масивів з меншою кількістю мікрофонів замість одного з великою їх кількістю призводить до погіршення характеристик виявлення через декореляцію, що вноситься турбулентністю атмосфери, кореляційними ефектами атмосферних шумів та ефектом Доплера. Значний вплив ефекту Доплера пояснюється тим, що наявна велика різниця у швидкості дрону відносно далеко віддалених масивів і тому у такому разі необхідно застосовувати компенсацію цього ефекту [20]–[21].

У роботі [22] досліджено систему виявлення та локалізації великих літальних апаратів, що керуються пілотом, проте підходи до виявлення залишаються тими ж самими. Відрізняється лише дальність дії такої системи. Для виявлення ЛА було використано станції, що складаються з 5-ти мікрофонних сенсорів, які містять по 64 мікрофонні капсули кожен. Один мікрофонний сенсор представляє собою пластину, на якій розміщено з кожного боку по вісім груп капсулей, по чотири капсуля у кожній групі. Збільшення кількості капсулів допомагає отримати спрямовані характеристики прийому, а також підвищує відношення сигнал/шум у квадратний корінь з їх кількості разів порівняно з одним капсулем. Для визначення напрямку на ЛА було використано обрахунок взаємної кореляційної функції між парами сенсорів, при чому для підвищення ефективності необхідно обраховувати кореляційну функцію для кожної з можливих пар, оскільки кореляційна функція між однією парою дає напрямок у вигляді конусу. Алгоритм перетворення фази [23]–[24], що був використаний при знаходженні напрямку на ЛА, вимагає «відбілювання» спектру прийнятого сигналу, тобто придушення гармонічних складових. У цьому і полягає

відмінність алгоритму знаходження напрямку на об'єкт від алгоритму виявлення, що полягає у використанні гармонічних складових. Саме тому дальність виявлення є більшою порівняно із дальністю визначення напрямку на ЛА через використання ширококутових методів знаходження напрямку, адже на високих частотах затухання звуку є більшим. Слід зазначити, що локалізація ЛА відбувалась методом тріангуляції про розгортанні декількох описаних систем.

Основною ознакою наявності ЛА є визначення присутності гармонічних складових у прийнятому сигналі у часовому вікні, рівному 0,5 секунди. Складністю є те, що частота цих складових може значно змінюватися у залежності від обертів пропелера, швидкості ЛА (вплив ефекту Доплера), напрямку вектора швидкості ЛА відносно прийомної системи, а також розширення спектру сигналу, що пройшов крізь турбулентну атмосферу [25].

Стаття [26] розглядає підходи до виявлення та локалізації дронів з метою уникнення їхніх зіткнень, вважаючи, що шумопеленгатор розміщений на одному з них. Система обробки включає у себе послідовний алгоритм дій по фільтрації прийнятого сигналу від шуму носія та шумів навколишнього середовища і «відбілюванні» спектру з метою подальшої обробки пристроєм детектування та пристроєм знаходження напрямку на об'єкт. При цьому використовується так зване гармонійне спектральне перетворення, що дозволяє отримати частоту базової гармоніки не тільки безпосередньо прийнятого сигналу ЛА, а вже й від обробленого кореляційними методами, спектральні характеристики яких також мають періодичний характер. Спектр гармонійного спектрального перетворення містить основну гармоніку з максимальним рівнем та набір побічних, що розподілені за певним законом, і мають менші рівні. При виявленні детектором, що не залежить від типу статистичного розподілу гармонік, для зменшення кількості хибних тривог необхідно виключати їх із обрахунків. Тобто, одночасне застосування обох методик призводить до підвищення ефективності виявлення. Недоліком є те, що при проведенні експерименту на дрон встановлювали чотири мікрофони, які безпосередньо підлягають впливу структурного вібраційного

шуму, а методи захисту від нього є такими, що складно реалізуються на об'єктах малого розміру.

Також до вирішення задач виявлення дронів може бути застосований алгоритм оцінки спектрального складу прийнятого сигналу під назвою MUSIC (MUltiple Signal Classification), який базується на кореляційних методах. При його реалізації у системі обробки як засіб отримання перетвореного у цифровий акустичного сигналу поля дрону був застосований [27] мікрофонний масив, що складався із двох лінійних дискретних восьмиелементних акустичних антен, що перетинаються під прямим кутом у їх фазових центрах. Однак, інформація про характеристики такого антенного пристрою авторами не наведені.

У статті [28] описано застосування методів машинного навчання до вирішення задач виявлення дронів. Авторами використано дві методики, перша з яких називається Plotted Image Machine Learning (PIL) та використовує алгоритми порівняння отриманого візуалізованого зображення спектру прийнятого сигналу з опорним спектром із бази даних, а друга – K Nearest Neighbors (KNN) – використовує алгоритм порівняння прийнятого та опорного спектрів у вигляді csv файлів. Представлені відповідні програмні пакети (написані на мові Python) використовують алгоритм швидкого перетворення Фур'є, що дозволяє системі працювати у режимі реального часу, та мають перевагу у можливості самонавчання системи і її низькій вартості через можливість застосування одного мікрофону. Проте водночас такий підхід має декілька недоліків, а саме: низьку завадозахищеність через низьке відношення сигнал/шум одного мікрофону і необхідність забезпечення великої бази даних, що складається не лише із сигнатур дронів, а й зі спектральних характеристик шуму навколишнього середовища.

У ряді робіт [29]–[32] досліджено метод виявлення ЛА за інтенсивністю їх акустичного випромінювання. Було розроблено апаратну та програмну частини вимірювача інтенсивності звуку і проведено комп'ютерне моделювання процесів виявлення дрону та знаходження напрямку на нього. У основу цього пристрою було покладено ідею формування приймачів градієнту тиску із приймачів тиску

методами електричного комбінування. При цьому сигнал з приймача градієнту тиску можна перерахувати у такий, що пропорційний компоненті коливальної швидкості, і за відомими формулами обчислити компоненту інтенсивності звуку, а подаючи її на квадратичний детектор – визначити наявність або відсутність дрону у радіусі дії системи. Перед подачею сигналів на вимірювач інтенсивності передбачено проведення їх фільтрації у смузі частот, яка відповідає робочому діапазону конкретного типу ЛА.

1.1.3 Патенти

Відомий винахід [33], що також використовує кореляційну обробку прийнятого мікрофонним масивом невідомої конфігурації акустичного сигналу. При цьому детектування відбувається порівнянням максимуму взаємної кореляційної функції з деяким пороговим значенням (а знаходження напрямку приходу акустичного сигналу знаходиться по зсуву максимуму цієї кореляційної функції), яке у свою чергу адаптується до завад навколишнього середовища. Оскільки основною завадою є вітер, який на низьких частотах має високі спектральні рівні, то застосовано обробку всіх прийнятих сигналів фільтрами верхніх частот із адаптивною граничною частотою. Поправка у граничну частоту та поріг виявлення вноситься після обрахування дисперсії атмосферних шумів, яку у свою чергу розраховують на основі вимірної швидкості вітру.

Також відомий винахід [34], який використовує як інструмент виявлення широкосмуговий детектор, що порівнює спектр прийнятого мікрофоном сигналу зі спектральними сигнатурами, взятими із бази даних. Недоліком цього методу є низька швидкість обчислень (у основі алгоритму покладено використання метрики Васерштейна), низька завадостійкість, а також необхідність поповнювати базу звукових сигнатур дронів, що інколи неможливо, адже звукові сигнатури саморобних дронів є невідомими.

Відома корисна модель [35] мультикомпонентної акустичної антени, що реалізує можливість одночасного забезпечення акустичними сигналами каналів обробки, які вимагають антенних структур різномірної просторової вибірконості.

Кількість трактів відповідає кількості методів виявлення та методів знаходження напрямку на об'єкт, а введення різнотипних незалежних методів у мультикомпонентну систему підвищує її ефективність. Саме тому у складі системи поєднано тракти виявлення за інтенсивністю, взаємними спектрами, а також тракти кореляційного і фазового пеленгування та тракт пеленгування способом рівносигнальних зон.

1.2 Висновки та постановка основних задач роботи

Аналізуючи вищенаведені результати огляду джерел за темою дисертації можна зробити такі висновки:

1. В Україні найпоширенішим загальнодоступним класом безпілотних літальних апаратів є мікро-ЛА мультикоптерного типу, кількість пропелерів при цьому найчастіше становить чотири і такий дрон називається квадрокоптером. Оскільки такі дрони мають обмежений час польоту, то обмежений радіус їх дії полегшує боротьбу з незаконним їх використанням.
2. Системи повітряного шумопеленгування слід розглядати у сукупній взаємодії із системами виявлення мультисенсорного типу. Акустичні засоби виявлення мають перевагу перед іншими аналогічними системами у їх відносно низькій вартості, проте програють у дальності дії.
3. На міжнародному ринку представлено декілька мультисенсорних систем виявлення безпілотних ЛА, у складі яких наявні акустичні сенсори. Дальність виявлення цих приладів коливається від 100 метрів у місті до 1000 метрів у сільській місцевості, а технічна інформація носить суто рекламний характер.
4. Наукові дослідження проводяться у сфері цифрової обробки акустичних сигналів шуму безпілотних ЛА, проте випускається із огляду розробка прийомних пристроїв (акустичних антен), якими були отримані ці сигнали, та їх технічні характеристики.

5. Патентний пошук не дав вичерпної інформації по розробці та характеристикам прийомних пристроїв у контексті повітряного шумопеленгування літальних апаратів.

Враховуючи вклад автора до патенту [35] та розвиваючи технічну реалізацію запропонованої корисної моделі у вигляді прийомної акустичної антени як складової її частини, **мету дослідження можна сформулювати наступним чином:**

аналіз просторово-енергетичних характеристик інтерференційних акустичних антен з різними типами формування просторової вибірконості використаних у них приймачів і рекомендації щодо розробки акустичних систем виявлення безпілотних літальних апаратів.

Для цього необхідно вирішити наступні задачі:

- визначити основні співвідношення для розрахунку коефіцієнту завадостійкості до поля ізотропних завад, анізотропних шумів носія та до сигналу цілі;
- провести вимірювання шумових характеристик макету квадрокоптера з метою визначення діапазону робочих частот акустичних антен;
- провести розрахунок та вимірювання коефіцієнту завадостійкості для двох типів антен (з кардіоїдними та ненаправленими приймачами);
- здійснити порівняльний аналіз отриманих теоретичних та практичних результатів.

Актуальність дослідження полягає у наступному:

- необхідність у сучасних системах виявлення безпілотних ЛА саме вітчизняного виробництва;
- у наукових працях, які освітлюють дослідження задач виявлення безпілотних ЛА, відсутній акцент на акустичні прийомні пристрої в цілому та їх характеристики зокрема, що є принциповим при проектуванні систем виявлення у рамках поставленого технічного завдання.

Отже, **об'єктом дослідження** є процес шумопеленгування безпілотного ЛА, а саме дрона мультикоптерного типу, а **предметом дослідження** – завадостійкість акустичних антен систем повітряного шумопеленгування.

РОЗДІЛ 2

ЗАВАДОСТІЙКІСТЬ ШУМОПЕЛЕНГАТОРНИХ ПРИСТРОЇВ

2.1 Основні співвідношення для розрахунку коефіцієнту завадостійкості акустичних антен

Завадостійкість будь-якої шумопеленгаторної акустичної системи характеризує можливість виділення нею корисного сигналу на фоні завад різного фізичного характеру [36]. Найчастіше такими системами є акустичні антени (АА) та комбіновані приймачі (КП), які в свою чергу можуть використовуватись як основний прийомний пристрій тракту, так і бути складовою частиною прийомного пристрою у вигляді акустичної антени. Стійкість прийомного пристрою до завад буде визначати відношення сигнал/завада у всьому тракті обробки.

Корисним сигналом називають вимірювані параметри акустичного поля, а завадами – одночасно діючі невимірювані параметри акустичного поля, завади не акустичного походження (вібраційні, електричні) та власні шуми електроакустичних перетворювачів (ЕАП).

Покращення завадостійкості шумопеленгаторної акустичної системи по відношенню до акустичних завад досягається використанням направлених прийомних пристроїв, які мають підвищену просторову вибірковість. Задля оцінки ступеню такого покращення вводять коефіцієнт завадозахищеності Ω_E [17], який визначається відношенням

$$\Omega_E = \frac{(C/3)_A}{(C/3)_1}, \quad (2.1)$$

де $(C/3)_A$ – відношення потужності сигналу до потужності завади на виході акустичної антени,

$(C/3)_1$ – відношення потужності сигналу до потужності завади на виході одиночного приймача, який розміщений у центрі акустичної антени.

У відповідності до [37] завадостійкість акустичної антени у загальному випадку записується через функції просторово-часової кореляції сигналу K_{qg}^c і завади K_{qg}^3 на виході антени, що складається із приймачів із номерами q та g , так:

$$\Omega_E = \frac{\sum_{q=1}^N \sum_{g=1}^N K_{qg}^c}{\sum_{q=1}^N \sum_{g=1}^N K_{qg}^3}, \quad (2.2)$$

де N – число елементів антенного пристрою.

З (2.2) видно, що коефіцієнт завадозахищеності буде рівним одиниці у тому випадку, коли поле завад і поле сигналу однакові.

У питаннях розрахунку коефіцієнту завадостійкості прийомного пристрою необхідно поділяти акустичні завади на ізотропні та анізотропні. Поняття ізотропності поля завад означає незмінність кутової густини потоку потужності, що називають індикатрисою поля. Іншими словами, індикатриса ізотропного поля не залежить від напрямку. Під однорідністю поля у контексті випадкового характеру завад розуміють незмінність статистичних характеристик поля у деякій області простору.

Як наслідок вищенаведеного поділу завад на ізотропні та анізотропні, завадостійкість прийомного пристрою до цих типів буде різною, адже ступінь розпізнавання корисного сигналу прийомним пристроєм визначається характером поля акустичних завад навколо нього [37]. Тобто, стійкість до акустичних завад є характеристикою не приймача, а сукупності поля та приймача, і тому один і той же приймач у різнорідних полях буде мати різну завадозахищеність.

Завадостійкість до поля ізотропних завад (дифузного поля) прийомного пристрою визначається [17] його коефіцієнтом осьової концентрації (КОК) Ω_0 так, що

$$\Omega_E = \Omega_0. \quad (2.3)$$

При цьому слід враховувати той факт, що моделлю однорідних ізотропних завад виступає поле завад у дальньому полі [39], що описана вище. Крім того відомо [17], що завадостійкість адитивних антенних прийомних пристроїв майже не залежить від відстані до джерел завад, якщо ця відстань є більшою, ніж лінійні розміри такої антени.

Завадостійкість до поля анізотропних завад [17] можна оцінити наближено у випадку одного джерела завади. Коефіцієнт завадостійкості тоді буде рівним

$$\Omega_E = \frac{1}{R^2(\vartheta_3, \varphi_3)}, \quad (2.4)$$

де $R(\vartheta_3, \varphi_3)$ – значення характеристики направленості прийомного пристрою у напрямку джерела завади.

У випадку недостатньо чіткого визначення координат джерела завади, коефіцієнт завадостійкості (2.4) можна оцінити у деякому усередненому по деякій кутовій області напрямку $\langle \beta_3 \rangle$, у якому імовірно знаходиться джерело завади:

$$\Omega_E = \frac{1}{\langle \beta_3^2 \rangle}, \quad (2.5)$$

де $\langle \beta_3^2 \rangle$ – усереднене значення характеристики направленості, що обраховується як:

$$\langle \beta_3^2 \rangle = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n [R(\vartheta_i, \varphi_i)]^2. \quad (2.6)$$

2.2 Типи завад у шумопеленгаторних трактах

Завади по своїй фізичній суті є випадковими величинами, що мають різні фізичні причини виникнення. У залежності від цих причин необхідно визначати підходи до боротьби із завадами. Тому розглянемо типи завад, що властиві типовому шумопеленгаторному тракту. Особливу увагу приділимо завадам, що виникають у прийомному пристрої – акустичній антені. Їх поділяють на завади акустичного та неакустичного походжень.

До типу неакустичних відносять наступні види завад:

- вібраційні;
- внутрішні шуми елементів акустичної антени;
- шуми каскадів попереднього підсилення.

Вібраційні завади виникають [36] внаслідок роботи механізмів або руху носія акустичної антени, у вихідному сигналі якої присутня складова напруги вібраційного сигналу, що є сумою усіх напруг від кожного окремого елемента антени.

Внутрішні шуми приймачів виникають [36] внаслідок теплових процесів у внутрішньому опорі елементів акустичної антени, якими найчастіше є електродинамічні або конденсаторні мікрофони. До появи електрорушійної сили (ЕРС) на виході мікрофону призводить тепловий рух носіїв заряду (електронів) і ця ЕРС має широкий спектр. У залежності від частотної поведінки внутрішнього опору прийомного елемента акустичної антени буде визначатися числове значення ЕРС шумів.

Рівень власних електричних шумів для елементів прийомного пристрою з різним типом електроакустичного перетворення буде визначатися величиною частотної залежності активного опору змінному струму, оскільки ця ЕРС не залежить від значення постійного струму, що живить перетворювач.

Так, для електродинамічних мікрофонів джерелом шуму є активний опір обмотки, а для конденсаторних – резистор, що включається послідовно із капсулем, а також шум схеми перетворення опору на польовому транзисторі.

Каскади попереднього підсилення зазвичай будуються на операційних підсилювачах, у яких вхідні каскади побудовані із польових транзисторів з індукованим каналом, чим забезпечується високий вхідний опір постійному струму. У таких схемах основними джерелами шуму є резистори зворотнього зв'язку та сам операційний підсилювач. Тому зазвичай обирають низькі значення опору резисторів зворотнього зв'язку, при чому не вуглецеві їх типи, а дротяні аналоги – через меншу їх спроможність продукувати флікер-шум. Також використовують малOSHумлячі операційні підсилювачі зі спектральною

густиною шуму не більше $1 \text{ нВ}/\sqrt{\text{Гц}}$, які представлені приладами на польових транзисторах.

Акустичні завади включають в себе:

- аеродинамічні завади;
- невимірювані параметри поля.

Аеродинамічні завади виникають [36], [38] внаслідок випромінювання звукової хвилі набігаючим на кожний елемент прийомного пристрою (мікрофон) турбулентним потоком робочого середовища, внаслідок чого у граничному до мікрофону шарі середовища виникають вихрові рухи. Зриви вихорів призводять до змін тиску на поверхні тіла і спричиняють виникнення звуку.

При великих дозвукових швидкостях набігаючого потоку напруга завад на виході мікрофону є великою через те, що інтенсивність вихрових рухів в основному залежить від швидкості переміщення робочого середовища відносно мікрофону, проте розміри і конфігурація мікрофонів у прийомному пристрої також визначають характер завад та їх рівень.

Кількісний опис турбулентних процесів можна апроксимувати степеневими функціями від швидкості набігаючого потоку. Смуга частот та форма спектру аеродинамічного шуму залежать від чисел Рейнольдса та Струхаля, які називають безрозмірними характеристиками потоку та кількісно оцінюють спроможність потоку до руйнування, тобто перетворення його з ламінарного на турбулентний.

Мікрофонні капсулі, що використовуються у прийомних пристроях, зазвичай мають форму циліндра, для якого теоретичні та експериментальні дослідження є проведеними [38].

У разі набігу турбулентного потоку на мікрофон, у спектрі прийнятого ним сигналу буде присутня компонента з частотою зриву вихорів $f_{3.в.}$.

$$f_{3.в.} = \text{St} \frac{v_{\Pi}}{d}, \quad (2.7)$$

де St – безрозмірне число Струхаля.

Взагалі, формула (2.7) відображає не дискретну компоненту – гармоніку, – а вузькосмуговий шум, тому діапазон частот тим ширший, чим вища турбулентність набігаючого потоку і чим більше число Рейнольдса. Якщо прийомний пристрій розміщено на рухомому носіїві, то взаємний рух потоку і носія буде розширювати цей діапазон за рахунок ефекту Доплера. Випромінення звуку також може підсилитись, якщо частота зриву вихорів $f_{з.в.}$ буде збігатися з власною частотою корпусу капсуля.

Оскільки прийомні пристрої шумопеленгаторних засобів можуть складатися із приймачів, що чутливі до різних параметрів звукової хвилі (тиску, градієнту тиску, коливальної швидкості), то необхідно враховувати той факт, що невимірювані параметри поля будуть мати різний характер проявлення у вихідному сигналі з різних типів приймачів. До будь якого приймача ставиться задача зменшення рівня корельованих завад інших параметрів поля, так як їх наявність суттєво збільшить рівень фонових шумів.

Так, у приймачі тиску [36] завада виникатиме у випадку руху всієї його конструкції як єдиного цілого на гнучких розтяжках. Для приймачів градієнту тиску [36] реакцією на усесторонній звуковий тиск є підвищення порогового рівня, а також спотворення характеристики направленості таким чином, що у ній виникає «ореол» та «запливають» нулі. Оскільки головною властивістю приймача градієнту тиску, що визначає характеристику направленості, є його фазочутливість, то вплив усестороннього тиску високого рівня може нівелювати полярну направленість шляхом придушення її.

2.3 Підходи до покращення завадостійкості

Боротьба із типами завад, наведеними у п.п. 2.2, у ньому ж розглядалася частково. Тому розглянемо типові методи боротьби із вібраційними та аеродинамічними завадами. Крім того, дамо рекомендації щодо узгодження трактів попереднього підсилення із типовими електроакустичними перетворювачами, що використовуються у прийомних пристроях повітряного шумопеленгування.

У відповідності до [39] основним засобом боротьби із вібраційними завадами є методи, що знижують передачу вібрацій використанням додаткових пристроїв, які вбудовуються в конструкцію машин і споруджуються на шляхах поширення вібрації, а саме методи пасивної віброізоляції. Ці методи [40] передбачають встановлення між носієм і елементами кріплення прийомного пристрою додаткової механічної системи, що виконує функції захисту прийомного пристрою від кінематичних вібраційних збурень шляхом мінімізації амплітуд коливання останнього.

Зниження рівнів аеродинамічних завад відбувається зміною форми тіла, що обтікається (циліндричного капсуля мікрофону), турбулентним потоком з метою підвищення числа Рейнольдса. Це відбувається засобами так званого вітрозахисту – пристроїв із сітчастих потокозахисних оболонок (чохлів), що покривають капсулі (рис. 2.1).



Рисунок 2.1 – Мікрофони з різними типами вітрозахисних чохлів:

а – вимірювальний електретний ненаправлений мікрофон Nady CM-100;

б – кардіоїдний динамічний мікрофон Sennheiser MD 46

Оскільки каскади попереднього підсилення покликані підвищувати рівень відношення сигнал/шум на виході ланки приймач–підсилювач, то необхідно виділити фактори, що впливають на це відношення. Адекватне узгодження приймача та підсилювача дозволяє максимально зменшити вплив як приведених до входу шумів підсилювача, так і власних шумів перетворювача на відношення сигнал/шум на виході тракту [36].

Перш за все необхідно визначити характер вихідного опору приймачів, що сприймається входом підсилювача як певне навантаження. Так, для електродинамічних мікрофонів цим опором виступає активно-індуктивний опір обмотки рухомої котушки, а для електретних – активно-ємнісний опір конденсатора, утвореного рухомою та нерухомою (масивною) обкладкою. Зі збільшенням частоти імпеданс електродинамічних мікрофонів збільшується, тому необхідно враховувати діапазон зміни цього опору відносно вхідного імпедансу підсилювача, що є не критичним у випадку електретних мікрофонів, імпеданс яких буде падати зі збільшенням частоти до певного значення активного опору, що визначається тангенсом кута електричних втрат у діелектрику – повітрі. Отже, спектральна густина напруги шуму буде виділятися на внутрішньому опорі приймача і для зменшення цієї складової необхідно вносити конструктивні зміни у сам приймач з метою зменшення його внутрішнього опору.

Далі, у залежності від величини паразитної ємності ліній зв'язку необхідно визначитися зі схемою узгодження приймача з підсилювачем або за напругою, або за струмом. Оскільки остання дозволяє зменшити вплив імпедансу ліній зв'язку шляхом їх шунтування низьким вхідним опором підсилювача, то вона є бажаною при великій довжині з'єднувальних провідників.

Отже, комбінуючи рішення, наведені у трьох попередніх параграфах цього підпункту, можна покращити завадостійкість прийомної ланки та всього прийомного пристрою шляхом правильного узгодження підсилювача з приймачем.

2.4. Висновки

1. Завадостійкість будь-якого прийомного пристрою є залежною від умов його експлуатації, тобто від шумових характеристик робочого середовища. Тому необхідно розглядати завадостійкість у контексті певних моделей полей завад та моделі поля сигналу.
2. На основі типових моделей полей, що характеризуються як ізотропні, так й анізотропні, можливо замінити складні обрахунки коефіцієнту завадозахищеності через визначення просторово-часової кореляційної функції на відносно прості співвідношення, що базуються на конкретизованій характеристиці будь-якого прийомного пристрою – характеристиці направленості.
3. Для поля ізотропних завад коефіцієнт завадостійкості є рівним коефіцієнту осьової концентрації прийомного пристрою, а для поля анізотропних завад обраховується за виразом (2.4).
4. Покращення завадостійкості прийомного пристрою є комплексом заходів, що передбачає не лише підвищення його просторової вибіркової з метою виділення вимірюваних параметрів поля, але і боротьбу із завадами неакустичного характеру – електричними шумами приймачів та трактів підсилення, а також вирішення питання узгодженості приймача та підсилювача в певних умовах шумових характеристик ліній зв'язку.

РОЗДІЛ 3

ВИМІРЮВАННЯ ТА АНАЛІЗ ШУМОВИХ ХАРАКТЕРИСТИК БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ МУЛЬТИКОПТЕРНОГО ТИПУ

3.1 Фізичні принципи утворення шуму безпілотним літальним апаратом мультикоптерного типу

За дослідний зразок обрано саморобний безпілотний літальний апарат мультикоптерного типу (БЛА МТ) з чотирма гвинтами, тобто квадрокоптер, типова конструкція та технічні характеристики якого описані нижче [41]. Вибір пояснюється поширеністю такого типу ЛА, а також його фактичною наявністю на дослідній базі університету.

У основі БЛА МТ лежить носійна конструкція, що виготовлена із легкого полімерного матеріалу. На ній розміщені елементи управління (основні – мікропроцесорна система, приймач радіосигналу, три п'єзоелектричні гіроскопи, що відповідають за крен, тангаж та ролання, шасі та акумуляторні батареї, а також електродвигуни безщіткового типу, гвинти яких розташовані у одній площині та закріплені на валах двигунів.

Обертання гвинтів відбувається попарно у протилежні боки задля компенсації обертання коптера навколо його власної вертикальної осі. Розрізняють декілька конфігурацій (\times , n або $+$) розміщення двигунів відносно поперечної осі апарату, що впливає на алгоритми керування польотом. Наприклад, для зміни траєкторії необхідно змінити величину обертів для пари двигунів (для однієї пари збільшити, для іншої – пропорційно зменшити), а для зміни висоти (вертикальний зліт або посадка) – збільшити або зменшити для усіх чотирьох двигунів однаково.

У разі відхилення від заздалегідь обраного пілотом положення апарату у просторі, що спричинено характером прикладеного до коптера механічного навантаження (наприклад, пориви вітру), гіроскопи фіксують зміну положення і

передають сигнали керування на регулятори ходу, які у свою чергу змінюють оберти двигунів необхідним для коригування положення чином.

Авіаційні технічні характеристики квадрокоптера DJI Phantom 4 Pro V2.0, які є цікавими з точки зору акустичного виявлення, представлено у таблиці 3.1 [42].

Таблиця 3.1 - Деякі технічні характеристики DJI Phantom 4 Pro V2.0 для режиму Sport

Вага, кг <i>*в комплекті з акумулятором та гвинтами</i>	1,375
Діагональний розмір, м <i>*розмір гвинтів не враховано</i>	0,35
Макс. швидкість підйому, м/с	6
Макс. швидкість спуску, м/с	4
Макс. швидкість, м/с (км/год)	20 (72)
Макс. кут нахилу, °	42
Макс. кутова швидкість, °/с	250
Максимальна висота польоту, м <i>*обмежена програмно</i>	500
Макс. сервісна практична стеля над рівнем моря, м <i>*можливо і вище</i>	6000
Макс. швидкість вітру, м/с <i>*не рекомендується (але можливо) проводити польоти</i>	10
Макс. час польоту, хв	близько 30
Діапазон робочих температур, °C	від 0 до 40
Діаметр × крок гвинта, м	0,24 × 0,1397

Розглянемо акустичні характеристики дронів мультикоптерного типу. Шум БЛА МТ є непостійним (суттєво змінюється у часі) та спричинений

взаємодією акустичних полів, що створюються чотирма (у даному випадку) гвинтами у турбулентному потоці, а також шумом електродвигунів ([43]– [46]).

У свою чергу шум гвинта має гармонічну, широкосмугову та вузькосмугову випадкову складові.

Гармонічна складова репрезентує періодичне обертання гвинта з кількістю обертів за секунду N і, якщо гвинт має B лопатей, то частота основної дискрети акустичного сигналу дорівнює NB . Зазвичай, згенерований гвинтом імпульс містить гармоніки вищих порядків f_i , таких що має подвоєне, потроєне і т. д. значення частоти основної гармоніки. Тобто,

$$f_i = nBN \quad (3.1)$$

де n - номер гармоніки.

Широкосмуговий шум присутній в усьому діапазоні частот, має випадковий характер та неперервний спектр, зазвичай певної «форми» через відмінність амплітуд на різних частотах.

Вузькосмуговий випадковий шум є майже періодичним, тобто на високих частотах втрачається його періодичність - енергія дискрет розподіляється між ближніми до них смугами частот.

Величина механічного навантаження прямо впливає на спектральний склад шуму коптера, оскільки підйомна сила забезпечується величиною обертів двигунів, які у свою чергу і спричиняють акустичну хвилю, у спектрі якої є дискретні складові, що відповідають частоті проходження лопаті гвинта. Тобто, чим більший, наприклад, вантаж, тим вища частота проходження лопаті гвинта, що відображається у складі акустичного спектру як підвищення частот дискрет.

Отже, при вирішенні задачі виявлення, БЛА МТ може бути представлений у вигляді точкового джерела сферичних хвиль, розміщеного у дальньому полі. Однак при цьому слід врахувати, що загальний шум апарату складається з енергетичної суми шуму чотирьох незалежних джерел (гвинтів), частота основної гармоніки яких може змінюватись у залежності від режиму польоту. Проте ця зміна є невеликою, порівняно із загальною шириною смуги шуму БЛА МТ. Така зміна спектрального складу шуму впливає на ширину смуги

пропускання системи виявлення, а також може бути класифікаційною ознакою як наявності саме цього типу літального апарату, так і його режиму польоту (наближення або віддалення).

Також у межах вирішуваної задачі пропонується нехтувати наявністю шуму електродвигунів на більш високих частотах.

3.2 Спрощена математична модель шуму безпілотного літального апарату мультикоптерного типу

Класична теорія генерації звуку турбулентним потоком базується на акустичній аналогії Лайтхілла для стаціонарних розсіюючих поверхонь [38]. Проте у практичних випадках ці поверхні є рухомими і рішення рівняння Лайтхілла може бути представлено рівнянням Фокса-Вільямса Гокінгса [47]. Як наслідок рішення цього рівняння приймаємо для шуму гвинта БЛА у дальньому полі звуковий тиск рівним [47]:

$$p_k \approx \frac{1}{c_\infty} \int_{\Sigma_0} \left[\frac{x_i}{4\pi |\mathbf{x}|^2 (1 - M_r)^2} \times \left\{ \frac{\partial f_i}{\partial \tau} + \frac{f_i}{(1 - M_r)} \frac{\partial M_r}{\partial \tau} \right\} \right]_{\tau=\tau^*} d\Sigma(\mathbf{z}), \quad (3.2)$$

де f_i – навантажувальна сила, розподілена по поверхні гвинта;

\mathbf{x} – вектор нерухомої системи координат;

c_∞ – постійна швидкість звуку за межами турбулентного потоку;

M_r – відносне число Маха;

τ – час, затриманий відносно часу спостерігача;

\mathbf{z} – вектор рухомої системи координат;

$k = 1 - 4$;

$d\Sigma$ – площа елемента поверхні гвинта.

Отже, загальний шум БЛА можна представити як енергетичну суму некогерентних джерел шуму (гвинтів), припускаючи при цьому спостереження у дальньому полі, та виразити рівень звукового тиску L_p у децибелах як:

$$L_p = 20 \lg p, \quad (3.3)$$

де p – сумарний звуковий тиск, що створюється некогерентними джерелами шуму БЛА МТ (у межах наших припущень – лише пропелерами) та виражається як

$$p = \sqrt{2\rho_\infty c_\infty I}, \quad (3.4)$$

де ρ_∞ – густина повітря за межами турбулентного потоку;

c_∞ – постійна швидкість звуку за межами турбулентного потоку;

I – сумарна інтенсивність звукового поля, створюваного некогерентними джерелами шуму БЛА МТ, що у свою чергу визначається через суму I_k інтенсивностей, створених k -м пропелером:

$$I = \sum_{k=1}^4 I_k. \quad (3.5)$$

Інтенсивність звукової хвилі, що створюється k -м пропелером можна виразити через звуковий тиск k -го пропелера p_k у припущенні, що він випромінює плоску хвилю:

$$I_k = \frac{p_k^2}{2\rho_\infty c_\infty}. \quad (3.6)$$

Після підстановки (3.4)–(3.6) у (3.3) маємо:

$$L_p = 10 \lg \left(\sum_{k=1}^4 p_k^2 \right). \quad (3.7)$$

3.3 Підготовка вимірювань

Важливим етапом проведення вимірювань є підготовка документів, згідно яких відбуватиметься проведення експерименту. На основі [48] приймемо такими документами «Програма та методика вимірювань» і «Протокол вимірювань» та приведемо витяги з них, як результат роботи над експериментом.

Оскільки вимірювання рівнів тиску певних джерел шуму є стандартизованими за ISO, то оберемо найвідповідніший з них до випадку, що розглядається у дисертації. Таким є ISO 3745 [49].

Далі опишемо підготовку проведення вимірювань, що включає багатогранний комплекс факторів, та приведемо результати вимірювань.

3.3.1 Визначення переліку параметрів зразка, які вивчаються

Необхідно отримати для безпілотного літального апарату мультикоптерного типу, що працює у певному режимі потужності, характеристики звукового випромінювання, а саме:

- спектральні характеристики БЛА МТ;
- рівні звукового тиску у третинно-октавних смугах частот;
- рівні спектральної густини тиску у третинно-октавних смугах;
- рівні звукової потужності у третинно-октавних смугах.

3.3.2 Визначення меж змін досліджуваних параметрів зразка

Основна інформація про спектральний склад шуму досліджуваного БЛА МТ лежить у діапазоні від 100 Гц до 1 кГц (прогнозований у відповідності до даних з [43]–[46]).

Рівень звукового тиску у вузьких смугах частот змінюється в межах від 30 дБ до 70 дБ при прольоті та зависанні на висоті близько 6 метрів (прогнозований у відповідності до даних з [43]).

3.3.3 Визначення чисельних значень умов проведення експерименту

Наведемо основні значення деяких основних меж та вимог до умов проведення експерименту:

- інтервал вимірювання: 30 секунд;
- частотний діапазон: 100 Гц – 1 кГц;
- середні частоти третинно-октавних смуг:
100 125 160 200 250 315 400 500 630 800 1000.

Тестова кімната повинна бути великою порівняно з джерелом шуму.

Температура повітря у тестовій кімнаті має бути у межах від 15°C до 30°C.

Вимоги до фонового шуму: різниця у рівні фонового шуму і рівні шуму джерела має бути не меншою за 10 дБ при вимірюванні у третинно-октавних смугах частот або у відповідності до таблиці 1 ISO 3745. Якщо вимоги не виконуються, необхідно зазначити про це у звіті.

3.3.4 Визначення можливих похибок і невизначеностей в експерименті та поділ їх на види

Представимо перелік похибок та способи їх усунення у вигляді таблиці 3.2.

Таблиця 3.2 – Перелік похибок вимірювань

Ким/чим вноситься	Види похибок	Опис похибок	Способи усунення
Шумомірний тракт	Систематична	Відмінність характеристики спрямованості від неспрямованої	Підбір мікрофону шумомірного тракту, у якого характеристика спрямованості є неспрямованою для заданого частотного діапазону
		Нерівномірність частотної характеристики	Обрахування довірчого інтервалу для отриманих у результаті проведення експерименту даних

Кінець таблиці 3.2

Шумомірний тракт	Випадкова	Установлення осі мікрофону не по нормалі до вимірювальної поверхні	Корекція за допомогою лазерного вказівника
Кріпильна стійка	Систематична	Відхилення вертикальної осі стійки від вертикальної площини відносно вимірювального інструменту (шумоміру)	Підкладання під основу стійки необхідної кількості тонких дерев'яних брусів
	Випадкова	Встановлення джерела шуму не у системі координат вимірювальної поверхні	Визначати вимірювальну поверхню після встановлення джерела шуму
Оператор	Випадкова	Похибка округлення виміряних значень	Визначитися перед вимірюванням, які цифри є значущими

3.3.5 Оцінка невизначеності експерименту

Згідно з [49] отримане значення рівня звукового тиску визначається як $L_p \pm U$, де U – розширена невизначеність (довірчий інтервал), яка обраховується:

$$U = k \cdot \sigma_{T0}, \quad (3.8)$$

де k – коефіцієнт покриття (для нормального розподілу з надійністю 95 % маємо $k = 1,6$);

σ_{T0} – загальне стандартне відхилення.

Загальне стандартне відхилення визначається як:

$$\sigma_{T0} = \sqrt{\sigma_{R0}^2 + \sigma_{omc}^2}, \quad (3.9)$$

де σ_{R0} – стандартне відхилення відтворюваності (із стандарту);

σ_{omc} – стандартне відхилення, що описує невизначеність, внесену нестабільністю умов встановлення та роботи джерела.

σ_{R0} може бути визначене із таблиць зі стандарту, а σ_{omc} може прийматися рівним 0,3 дБ у випадку, коли рівень звукового тиску джерела шуму не змінюється або змінюється дуже мало із плином часу.

3.3.6 Постановка вимог до точності апаратури та пристроїв

Калібрування мікрофонів має здійснюватися перед та після серії вимірювань як мінімум на одній частоті у межах обраного діапазону. Різниця між показаннями калібрувальної апаратури повинна складати не більше 0,3 дБ, у іншому випадку виміряні дані мають бути відкинуті.

Інструмент для вимірювання барометричного тиску повинен мати максимальну похибку 2 %. Інструмент для вимірювання температури повітря повинен мати максимальну похибку 1 °С. Інструмент для вимірювання відносної вологості повинен мати максимальну похибку 10 %.

Опорна орієнтація мікрофону має бути орієнтована по нормалі до вимірювальної поверхні.

3.3.7 Складання структурної схеми експериментальної установки

На рисунку 3.1 зображено: 1 – джерело шуму (БЛА МТ); 2,4 – кріпильна стійка; 3 – вимірювальна поверхня; 5 – мікрофон шумомірного тракту; 6 – звуковий інтерфейс (АЦП-ЦАП); 7 – персональний комп'ютер.

3.3.8 Розміщення та режим роботи об'єкту досліджень під час вимірювання

БЛА необхідно розміщувати у відповідності до пункту ISO як ручне машинне обладнання, так як це найближче до умов, у яких він працює, тобто необхідно закріпити БЛА МТ на рівній від усіх поверхонь кімнати відстані. При цьому слід задати режим роботи БЛА МТ на 60% максимальної потужності.

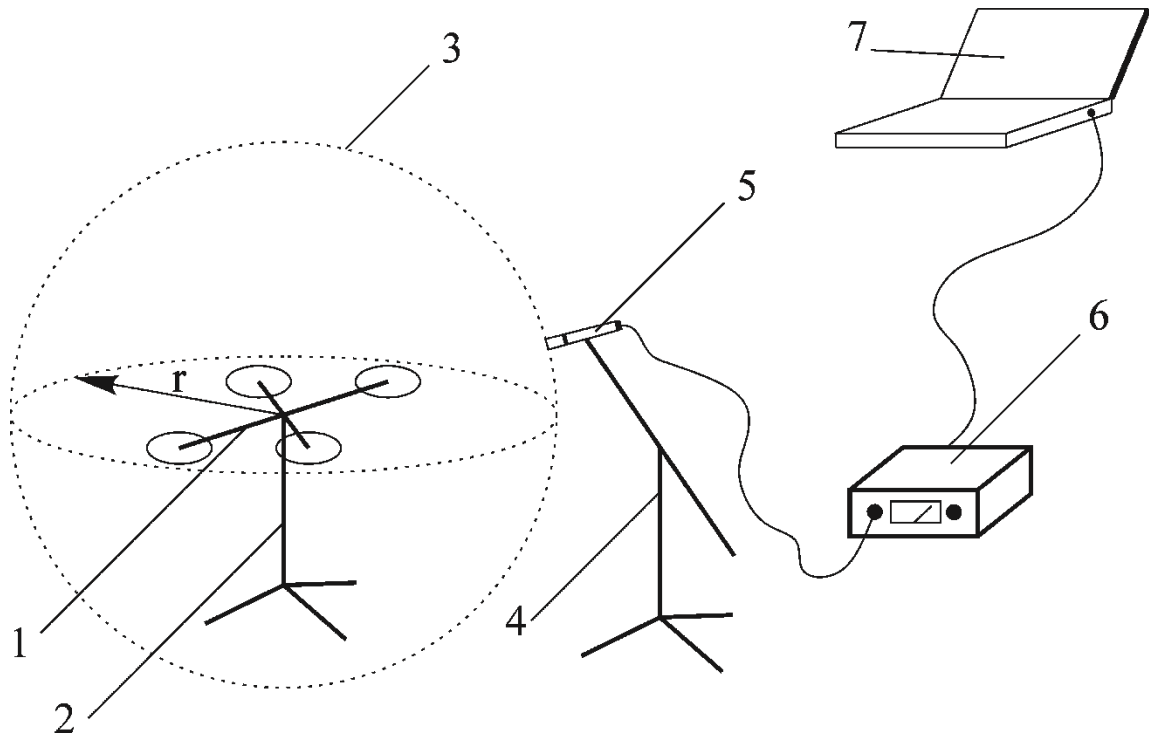


Рисунок 3.1 – Структурна схема вимірювального стенду

3.4 Методи випробувань

У відповідності до вимог [49] нижче наведені розрахункові вирази для отримання характеристик, зазначених у п.п. 3.3.1.

3.4.1 Опорна коробка та вимірювальна поверхня

Опорна коробка (рис. 3.2) визначена як прямокутний паралелепіпед зі сторонами $l_1 = l_2$ (сторони утворені перетином спільних для пари гвинтів дотичних до діаметрів цієї пари гвинтів) та висотою l_3 (відстань від проекції на

вертикальну вісь БЛА найнижчого краю корпусу двигуна до проекції на вертикальну вісь БЛА найвищого краю гвинта).

Характеристичний розмір джерела d_0 визначається як половина діагоналі опорної коробки:

$$d_0 = \sqrt{(l_1/2)^2 + (l_2/2)^2 + (l_3/2)^2} = \sqrt{2(l_1/2)^2 + (l_3/2)^2} \quad (3.10)$$

Центр вимірювальної поверхні сферичної форми співпадає із акустичним центром джерела шуму, який визначено як точку перетину діагоналей опорної коробки.

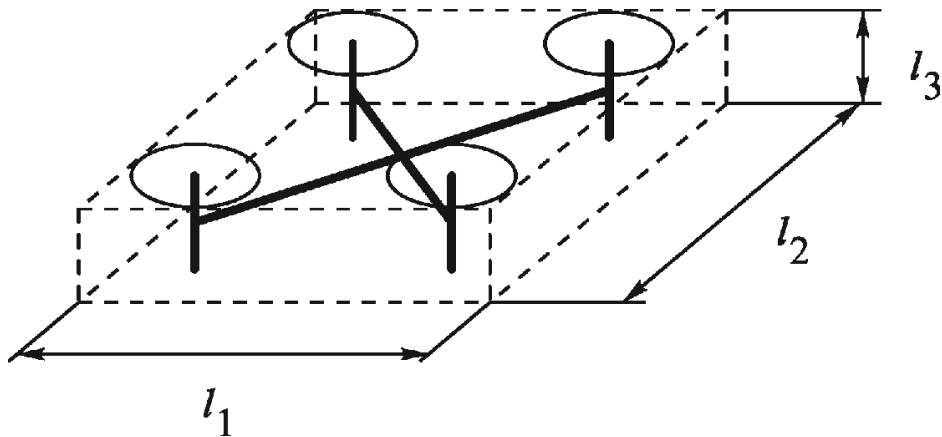


Рисунок 3.2 – Опорна коробка БЛА МТ

Вимірювальний радіус r повинен задовольняти таким умовам:

- $r \geq 2d_0$;
- $r \geq \lambda/4 = c_\infty/4f$, де f – нижня межа частотного діапазону джерела шуму;
- $r \geq 1$ м.

Площа вимірювальної поверхні становить $S_1 = 4\pi r^2$.

3.4.2 Розрахунок рівнів звукового тиску

Мікрофон шумоміру розміщувати у позиціях вимірювальної поверхні, як вказано на рисунку 3.3. При цьому r має відповідати вимогам п.п. 3.4.1, а номери позицій зі штрихом відповідають таким, що розміщені нижче за вимірювальні позиції без штрихів.

Скориговані по рівню фонового шуму рівні звукового тиску джерела у кожній i -й позиції L_{pi} мають бути визначені наступним чином:

$$L_{pi} = L'_{pi(ST)} - K_{1i} \quad (3.11)$$

де $L'_{pi(ST)}$ – усереднені за часом рівні тиску джерела;

K_{1i} – коефіцієнт коригування за фоновим шумом.

Усереднені за часом рівні звукового тиску джерела $L'_{pi(ST)}$ мають бути виміряні для кожної позиції та обраховані за (3.11). Тривалість вимірювань має становити не менше 30 секунд.

$$L'_{pi(ST)} = 10 \lg \left[\frac{\frac{1}{T} \int_{t_1}^{t_2} p_{ST}^2(t) dt}{p_0} \right] \quad (3.12)$$

де p_{ST} – звуковий тиск джерела;

T – період спостереження (що починається у t_1 та закінчується у t_2);

$p_0 = 20$ мкПа – опорне значення тиску.

Зразу після або безпосередньо перед вимірюванням рівня звукового тиску джерела необхідно у кожній позиції виміряти рівень звукового тиску фонового шуму $L_{pi(B)}$ за такий само інтервал часу, що і для джерела шуму (3.13).

$$L_{pi(B)} = 10 \lg \left[\frac{\frac{1}{T} \int_{t_1}^{t_2} p_B^2(t) dt}{p_0} \right] \quad (3.13)$$

де p_B – звуковий тиск фонового шуму.

Після обрахунку $L'_{pi(ST)}$ та $L_{pi(B)}$ обрахувати:

$$\Delta L_{pi} = L'_{pi(ST)} - L_{pi(B)} \quad (3.14)$$

У залежності від величини ΔL_{pi} коефіцієнт коригування за фоновим шумом визначають як:

а) якщо $\Delta L_{pi} \geq 15$ дБ, то

$$K_{li} = 0;$$

б) якщо $6 \text{ дБ} \leq \Delta L_{pi} < 15 \text{ дБ}$ для третинно-октавних смуг з частотами 200 Гц і нижче та 6300 Гц і вище, то

$$K_{li} = -10 \lg(1 - 10^{-0,1 \Delta L_{pi}});$$

в) якщо $\Delta L_{pi} < 6$ дБ для третинно-октавних смуг з частотами 200 Гц і нижче та 6300 Гц і вище, то

$$K_{li} = 1,26 \text{ дБ};$$

г) якщо $\Delta L_{pi} < 10$ дБ для третинно-октавних смуг з частотами від 250 Гц до 5000 Гц, то

$$K_{li} = 0,46 \text{ дБ}.$$

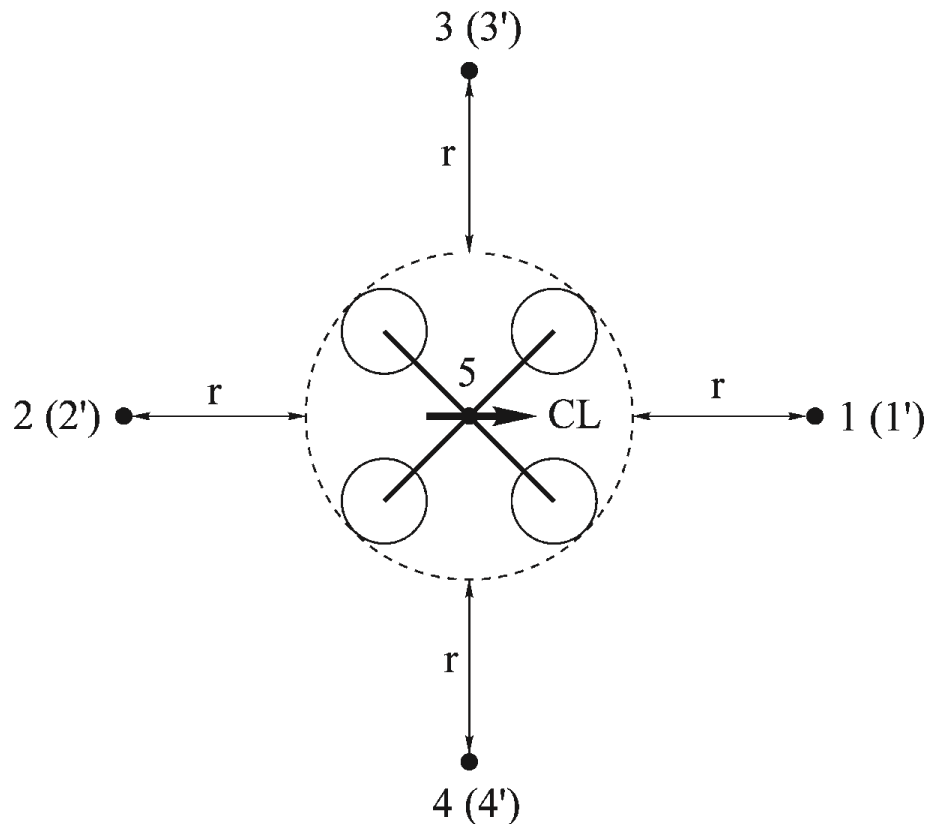


Рисунок 3.3 – Положення вимірювальних позицій
(CL – діаметральна площина квадрокоптера)

Обрахування усередненого за часом поверхневого рівня звукового тиску джерела \bar{L}_p для кожної з третинно-октавних смуг частот проводиться наступним чином:

$$\bar{L}_p = 10 \lg \left[\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n 10^{0,1 L_{pi}} \right] \quad (3.15)$$

де n – номер позиції.

3.4.3 Розрахунок рівнів спектральної густини тиску

Рівень спектральної густини тиску N_p у третинно-октавній смузі частот $\Delta f_{1/3}$ з граничними частотами $f_{в1/3}$ та $f_{н1/3}$ буде розраховуватися як:

$$N_p = 20 \lg \left(\frac{p_{1/3} / \sqrt{\Delta f_{1/3}}}{N_{p0}} \right), \quad (3.16)$$

де $p_{1/3}$ – звуковий тиск, виміряний у третинно-октавній смузі за (3.15) (з переходом від рівня тиску у дБ до абсолютного значення у Па відносно опорного рівня 20 мкПа), Па;

$\Delta f_{1/3} = f_{в1/3} - f_{н1/3}$ – ширина третинно-октавної смуги частот, Па;

$N_{p0} = 1$ – опорний рівень, Па/ $\sqrt{\Gamma_{ц}}$.

3.4.4 Розрахунок рівнів звукової потужності

Для кожної з третинно-октавних частот визначити згідно формули:

$$L_W = \bar{L}_p + 10 \lg \left(\frac{S_1}{S_0} \right) + C_1 + C_2 + C_3, \quad (3.17)$$

де $S_0 = 1 \text{ м}^2$;

$$C_1 = -10 \lg \left(\frac{B}{B_0} \right) + 5 \lg \left(\frac{273 + \Theta}{\Theta_0} \right);$$

$$C_2 = -10 \lg \left(\frac{B}{B_0} \right) + 15 \lg \left(\frac{273 + \Theta}{\Theta_1} \right);$$

$$C_3 = -A_0(1,0053 - 0,0012 \cdot A_0)^{1,6};$$

$$A_0 = \alpha(f) \cdot r;$$

$$B_0 = 1,01325 \cdot 10^5 \text{ Па};$$

B – барометричний тиск у місці та під час проведення вимірювання, виміряний у Па;

$$\Theta_0 = 314 \text{ К};$$

$$\Theta_1 = 296 \text{ К};$$

Θ – температура повітря у місці та під час проведення вимірювання, виміряна у градусах Цельсія;

$\alpha(f)$ – коефіцієнт послаблення у дБ/м для заданого барометричного тиску, температури повітря та відносної вологості як функція частоти у відповідності до рівнянь (3)–(5) ISO 9613-1:1993.

Оскільки аналогом ISO 9613-1:1993 є [50], то для діючих під час проведення вимірювань значень атмосферного тиску, температури повітря та відносної вологості, коефіцієнт $\alpha(f)$ може бути розрахований за наступними виразами:

$$\begin{aligned} \alpha(f) = & 8,686 f^2 \left(1,84 \cdot 10^{-11} \cdot \frac{p_r}{p_a} \cdot \left(\frac{T}{T_0} \right)^{1/2} + \left(\frac{T}{T_0} \right)^{-5/2} \times \right. \\ & \times \left\{ 0,01275 \exp \left[\frac{-2239,1}{T} \right] \cdot \left[f_{rO} + \frac{f^2}{f_{rO}} \right]^{-1} + \right. \\ & \left. \left. + 0,1068 \exp \left[\frac{-3352}{T} \right] \cdot \left[f_{rN} + \frac{f^2}{f_{rN}} \right]^{-1} \right\} \right), \end{aligned} \quad (3.18)$$

де $f_{rO} = \frac{p_a}{p_r} \left(24 + 4,04 \cdot 10^4 \cdot h \cdot \frac{0,02 + h}{0,391 + h} \right);$

$$f_{rN} = \frac{p_a}{p_r} \left(\frac{T}{T_0} \right)^{-1/2} \left(9 + 280 \cdot h \cdot \exp \left\{ -4,17 \left[\left(\frac{T}{T_0} \right)^{-1/3} - 1 \right] \right\} \right);$$

$$h = h_r \left(\frac{p_{sat}}{p_r} \right) \left(\frac{p_a}{p_r} \right);$$

$$\frac{p_{sat}}{p_r} = 10^C;$$

$$C = -6,8346 \left(\frac{T_{01}}{T} \right)^{1,261} + 4,6151;$$

$$T_{01} = 273,16^\circ\text{C};$$

$$T_0 = 293,15^\circ\text{C};$$

$$p_r = 101,325 \text{ кПа};$$

$$p_a - \text{атмосферний тиск, кПа};$$

$$h_r - \text{відносна вологість, \%};$$

$$T = 273,15 + t^\circ\text{C};$$

$$t^\circ\text{C} - \text{температура повітря у градусах Цельсія.}$$

3.5 Результати вимірювань

3.5.1 Об'єкт випробувань

Об'єктом випробувань є саморобний безпілотний літальний апарат мультикоптерного типу з чотирма двигунами (квадрокоптер), що оснащений електричними безщітковими двигунами RCTimer 5010-360KV.

Геометричні розміри (рис. 3.2):

$$l_1 = l_2 = 660 \text{ мм};$$

$$l_3 = 45 \text{ мм}.$$

Геометричні розміри пропелерів (діаметр):

$$d_{\text{проп}} = 430 \text{ мм}.$$

3.5.2 Режими роботи та необхідні інтервали вимірювань

Потужність, що задавалася органами керування, становила 67% від максимально можливої.

Інтервал вимірювань величини звукового тиску як дрону, так і фонового шуму становив 30 секунд у кожній вимірювальній позиції.

3.5.3 Умови встановлення

Дрон було встановлено та закріплено на кріпильну стійку так, що висота від гвинта до підлоги становила 2 метри, а діаметральна площа CL була паралельною найбільшому розміру кімнати. Схема розміщення у безеховій кімнаті наведена на рис. 3.4, а фото – на рис. 3.5.

3.5.4 Випробовувальне середовище

Параметри вимірювального середовища, що мали місце під час проведення випробувань, були наступними:

- температура повітря у градусах Цельсія $t = 19,5^{\circ}\text{C}$;
- атмосферний тиск у Паскалях $p_a = 96,9 \text{ кПа}$;
- відносна вологість у відсотках $h_a = 40 \%$.

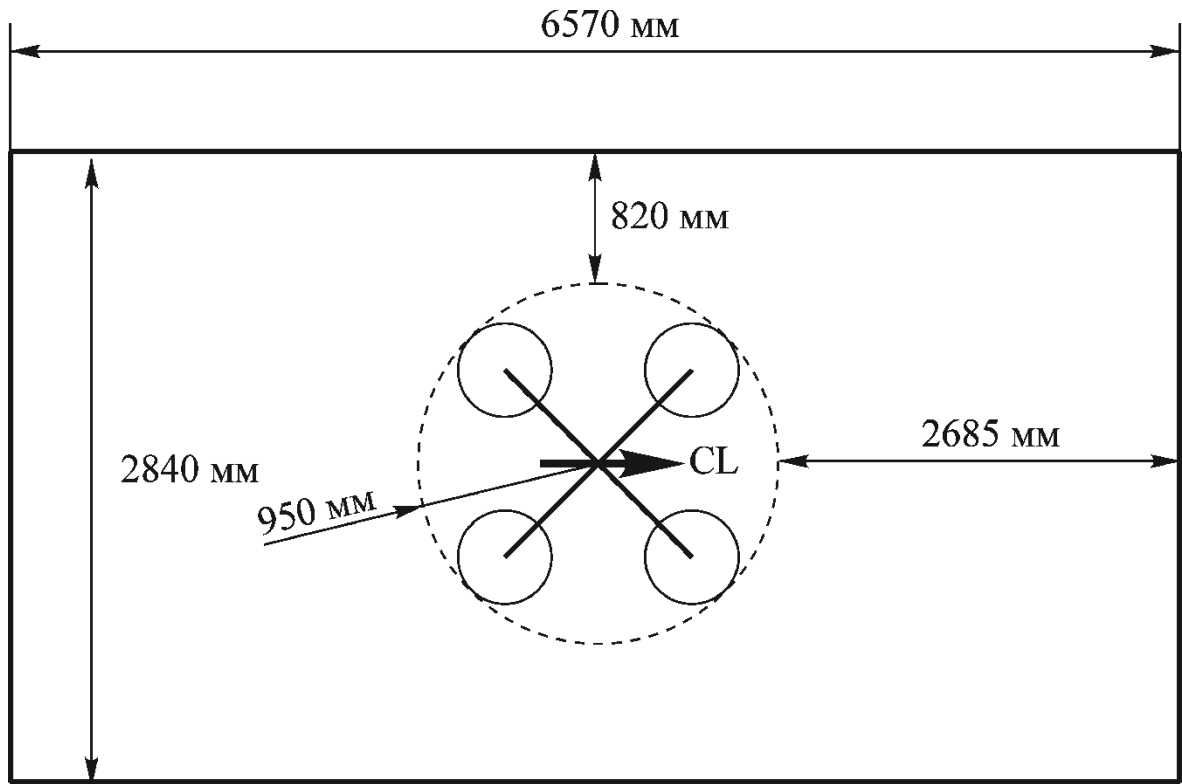


Рисунок 3.4 – Координати розміщення дрону у вимірювальному просторі

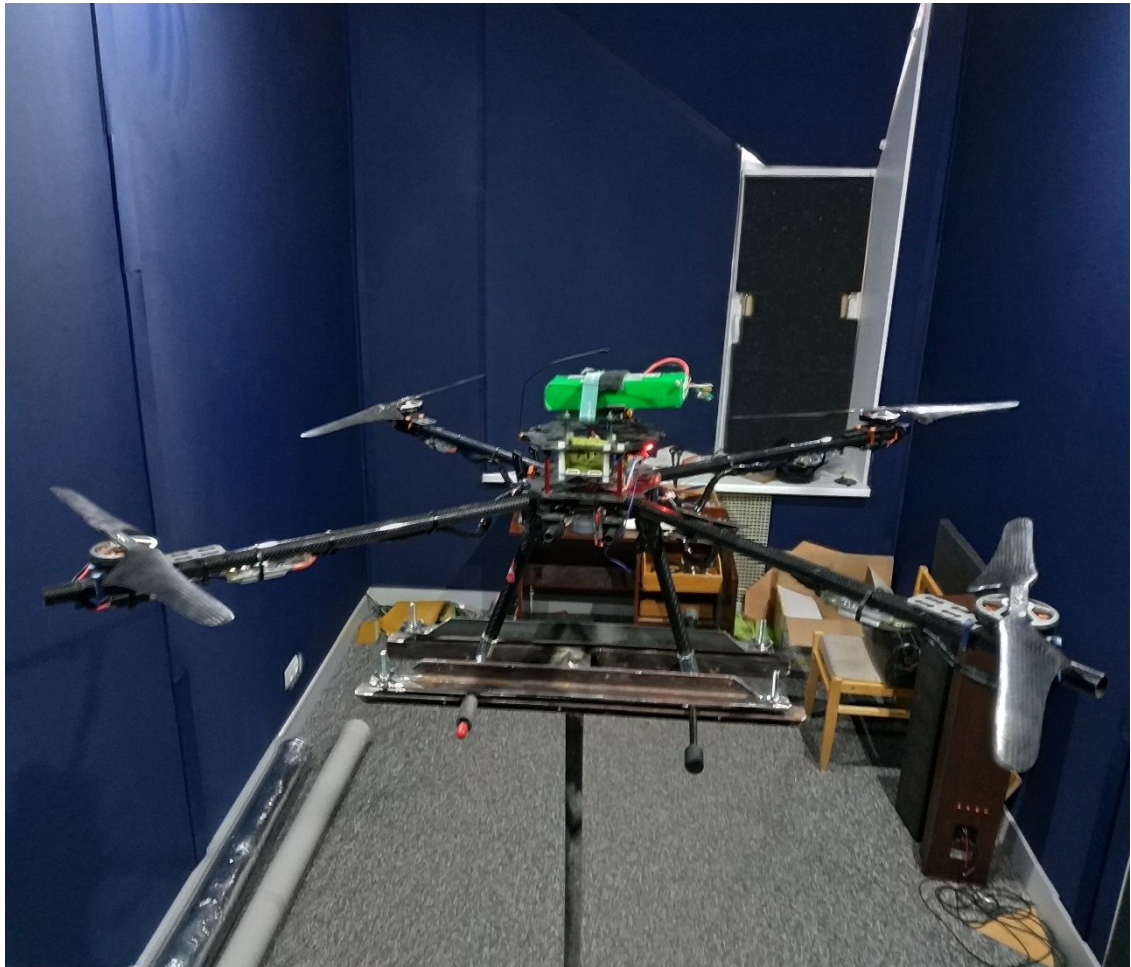


Рисунок 3.5 – Дрон на стійці з елементом живлення

3.5.5 Використана апаратура

При проведенні експерименту було використано наступну апаратуру:

- персональний комп'ютер (ноутбук) ASUS;
- звуковий інтерфейс (АЦП/ЦАП) Focusrite Scarlett 2i2 2nd Gen (рис. 3.6, а, б);
- вимірювальний конденсаторний мікрофон Behringer ECM 8000 (рис. 3.7);
- шумомір Brüel & Kjær Type 2203 Precision Sound Level Meter (рис. 3.8, а);
- фільтри октавні Brüel & Kjær Type 1613 Octave Filter Set (рис. 3.8, б);
- програмний вимірювальний комплекс SpectraPLUS 5.0 (рис. 3.9, 3.10);
- обрахунок рівнів звукового тиску та фільтрація сигналів проводилася засобами програмного середовища MATLAB (рис. 3.11, 3.12).



Рисунок 3.6 – Звуковий інтерфейс:

а) прилад [взято із сайту виробника];

б) налаштування драйвера звукового інтерфейсу



Рисунок 3.7 – Вимірювальний мікрофон

а)



б)



Рисунок 3.8 – Шумомірна апаратура:

а) шумомір Bruel & Kjaer Type 2203 Precision Sound Level Meter;

б) фільтри до шумоміра Bruel & Kjaer Type 1613 Octave Filter Set

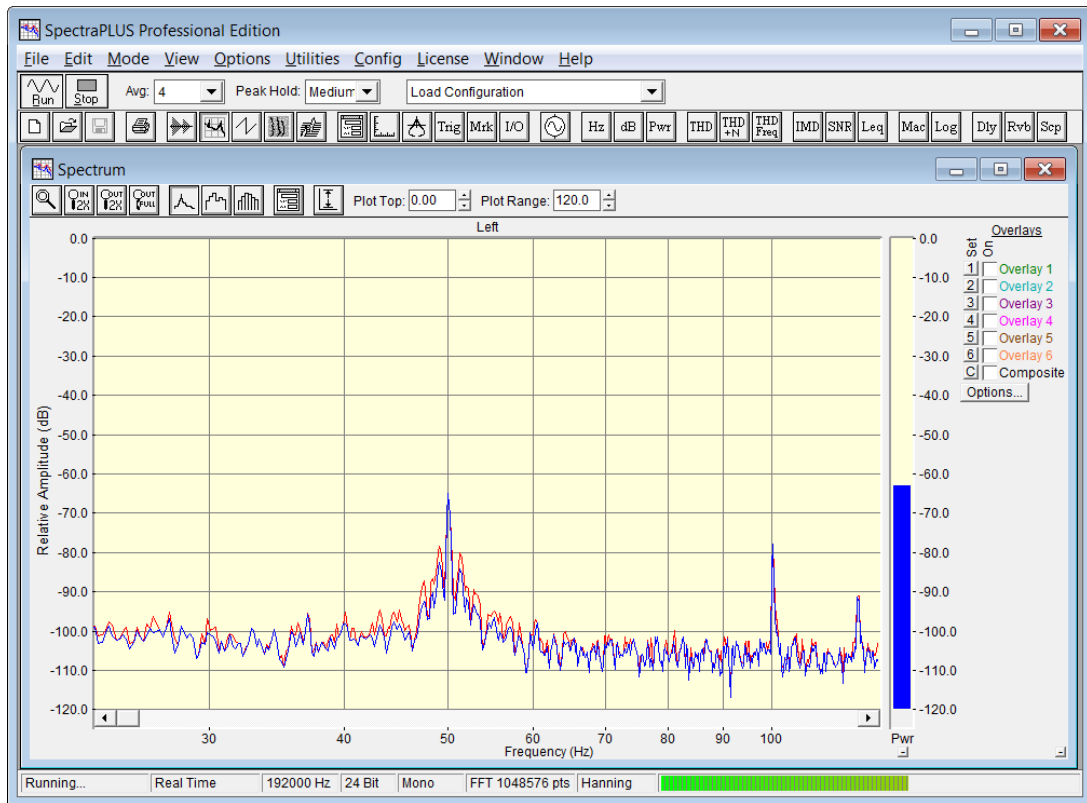


Рисунок 3.9 – Програмний вимірювальний комплекс SpectraPLUS 5.0

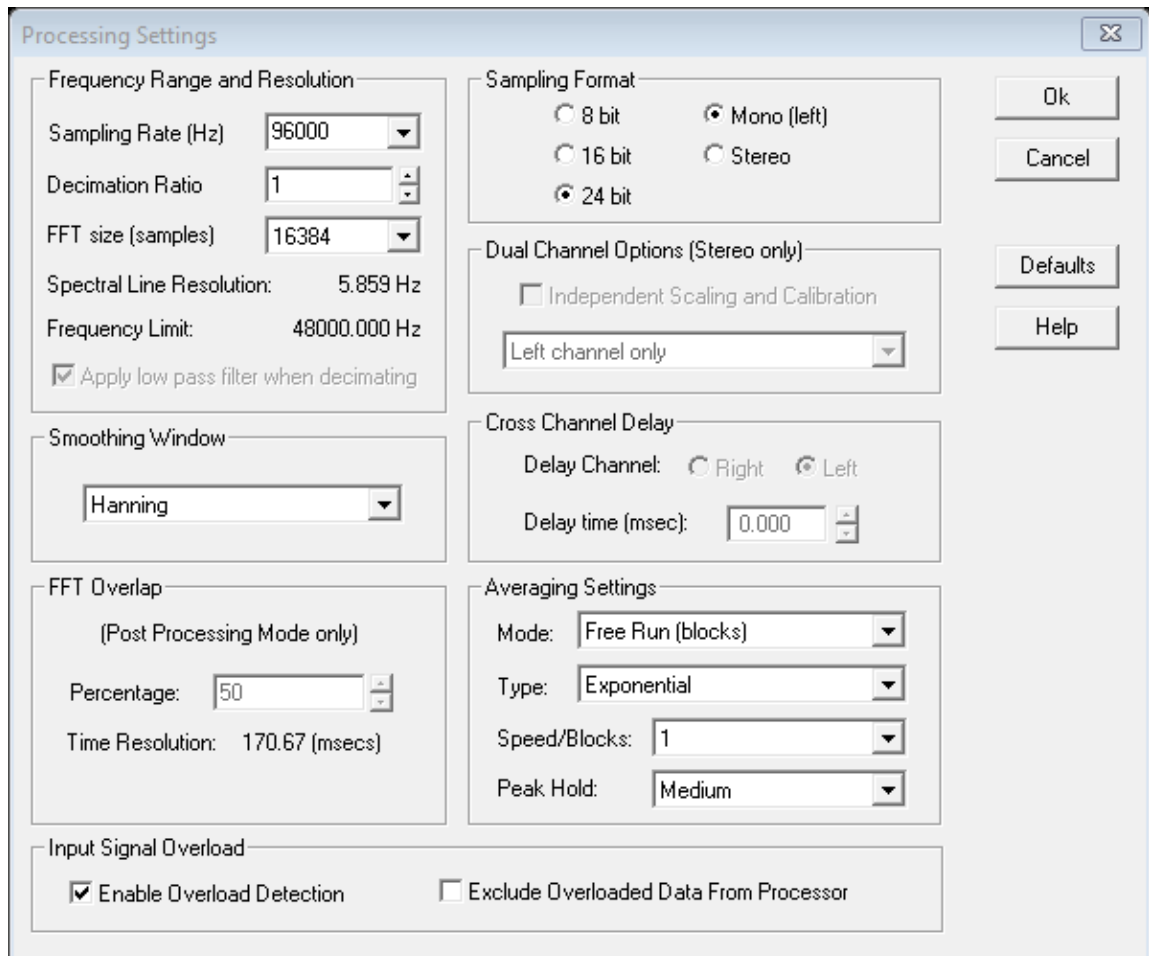


Рисунок 3.10 – Основні налаштування програмного вимірювального комплексу

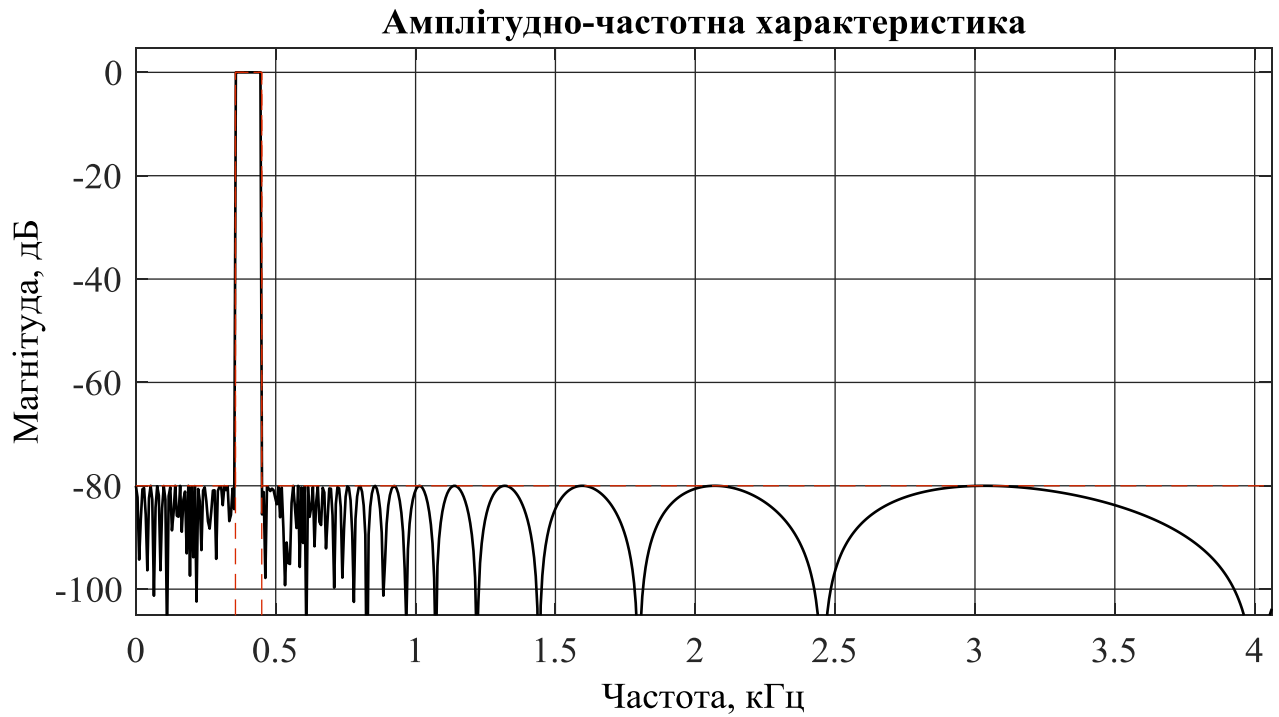


Рисунок 3.11 – Приклад третинно-октавного фільтру (середня частота становить 400 Гц), спроектованого у MATLAB засобами FDATool

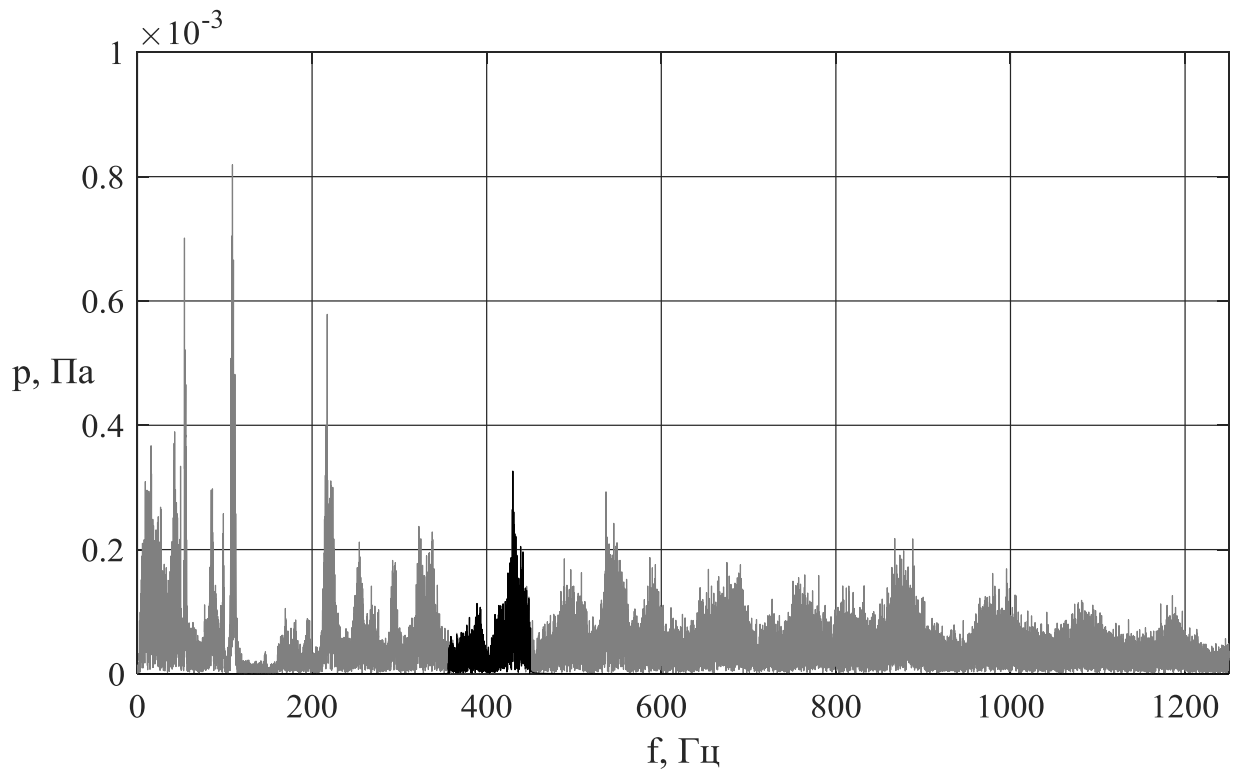


Рисунок 3.12 – Спектр сигналу, відфільтрованого фільтром з рис. 3.11 (позначено чорним), та оригінальний сигнал (позначено сірим), що накладені один на одного

3.5.6 Координати вимірювальних позицій

На рисунку 3.13 зображено координати вимірювальних позицій. Відстані від позицій 1–4 та 1'–4' до вимірювальної поверхні радіусом 1,2 метри (пунктирна лінія) однакові і становлять 1,2 метри, проте для позицій 1–4 висота складає 2 метри, а для позицій 1'–4' – 0,8 метра. Вимірювальна позиція 5 має висоту 0,8 метри і фактично розміщена біля центральної опори кріпильної стійки. Оскільки геометричні розміри кімнати не дозволяли провести вимірювання у точках 3–4, 3'–4', то поворот дрону здійснювали як вказано стрілками на рис. 3.13.

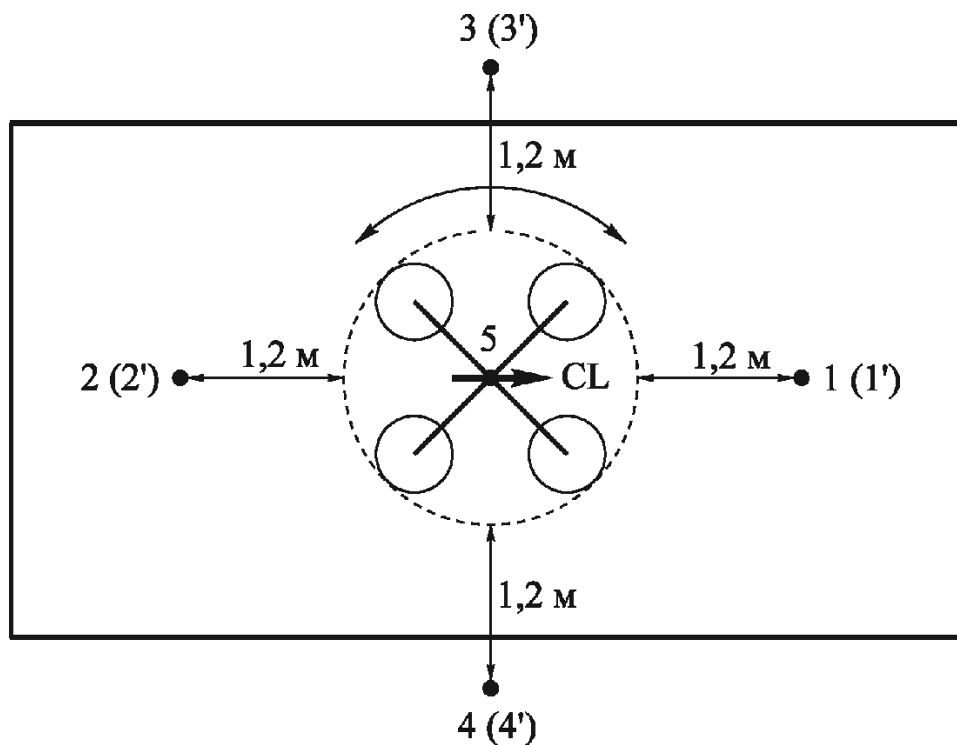


Рисунок 3.13 – Вимірювальні позиції

Таким чином, відстань від акустичного центру джерела шуму (дрону) до позицій 1-4 становила $r_{1-4} = 1,53$ м, а до позицій 1'-4' – $r_{1'-4'} = 1,95$ м.

3.5.7 Спектри шумового випромінювання БЛА МТ

На рисунках 3.14 – 3.23 зображено виміряні спектральні характеристики шумового випромінювання безпілотного літального апарату мультикоптерного типу. Рисунок 3.14 показує типовий спектр у діапазоні частот 20 Гц – 20 кГц, у той час як на інших відтворено лише діапазон 20 Гц – 1 кГц, оскільки основна

інформація, що є корисною у рамках поставленої задачі виявлення, присутня саме у цьому діапазоні.

3.5.8 Рівні звукового тиску

Розрахунок проводився за методикою п.п. 3.4.2, а отримані значення рівнів звукового тиску за позиціями 1'–4' (L_{pi} , $i = 1, \dots, 4$) та усереднений за цими ж позиціями рівень \bar{L}_p наведені у таблиці 3.3 та на рисунку 3.24.

Таблиця 3.3 – Рівні звукового тиску у третинно-октавних смугах

f , Гц	100	125	160	200	250
L_{p1} , дБ	48,55	21,22	31,90	44,24	39,79
L_{p2} , дБ	42,36	22,19	28,15	45,96	38,95
L_{p3} , дБ	44,02	28,23	29,78	45,85	40,52
L_{p4} , дБ	46,68	26,55	32,25	43,78	40,19
\bar{L}_p , дБ	46,04	25,49	30,82	45,06	39,90

Продовження таблиці 3.3

f , Гц	315	400	500	630	800	1000
L_{p1} , дБ	45,47	43,64	43,99	44,24	45,57	44,91
L_{p2} , дБ	45,24	43,35	45,45	46,04	47,17	45,76
L_{p3} , дБ	44,08	43,19	44,16	45,01	46,33	44,84
L_{p4} , дБ	43,34	43,57	44,90	44,96	46,25	44,65
\bar{L}_p , дБ	44,62	43,44	44,66	45,11	46,37	45,06

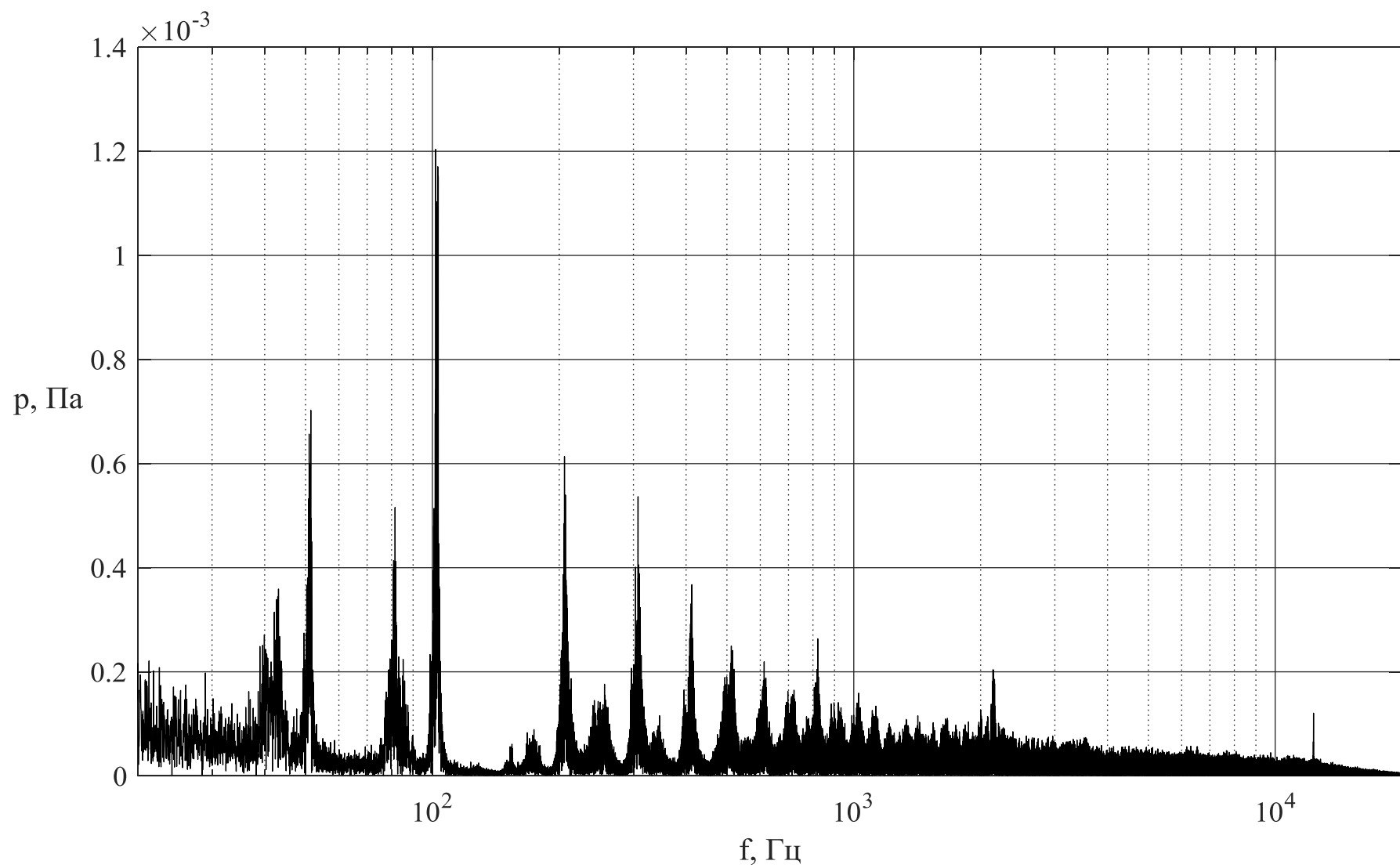


Рисунок 3.14 – Спектр шумового випромінювання БЛА МТ у діапазоні 20 Гц – 20 кГц (ніс, позиція 1')

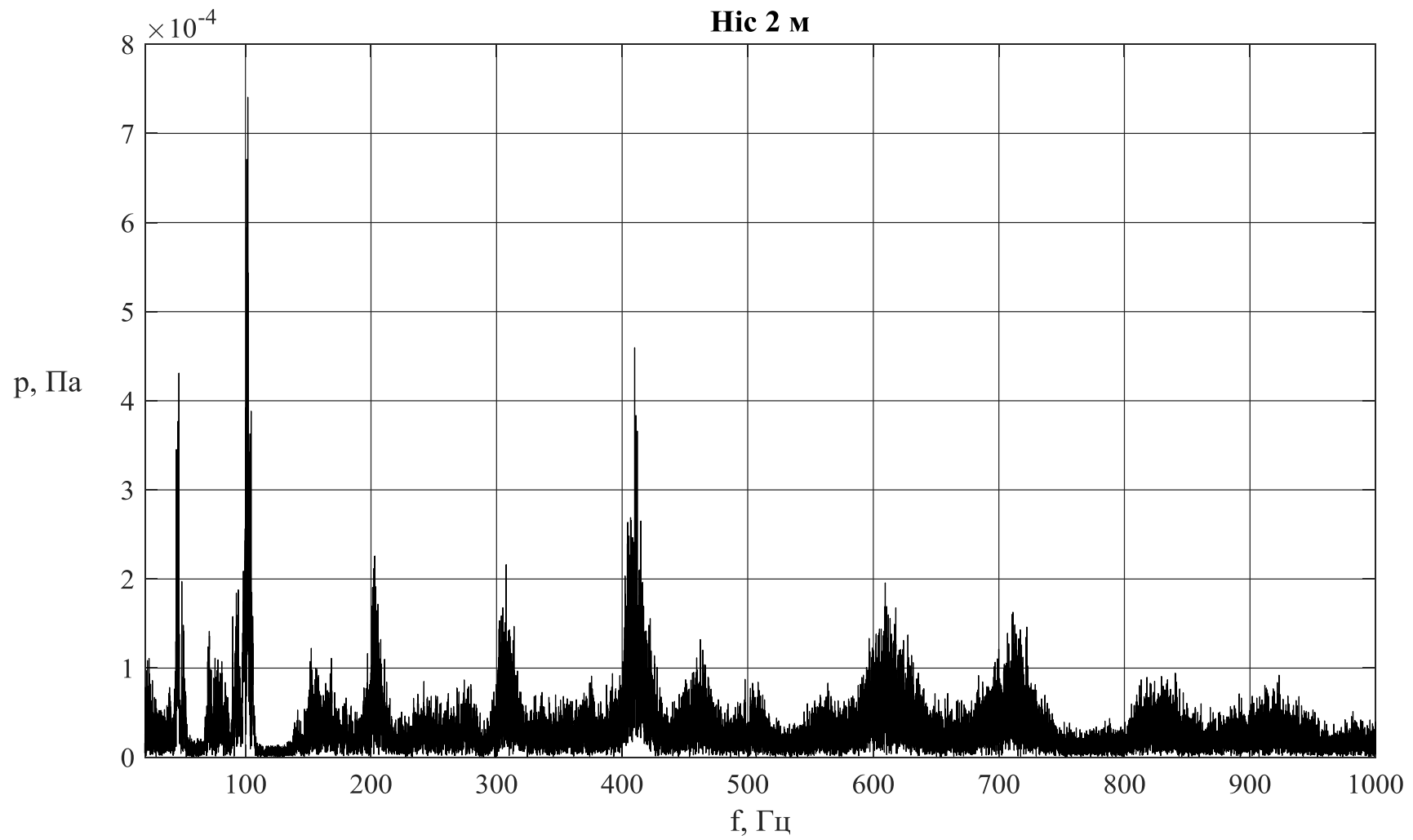


Рисунок 3.15 – Спектр шумового випромінювання дрону у діапазоні 20 Гц – 1 кГц (позиція 1)

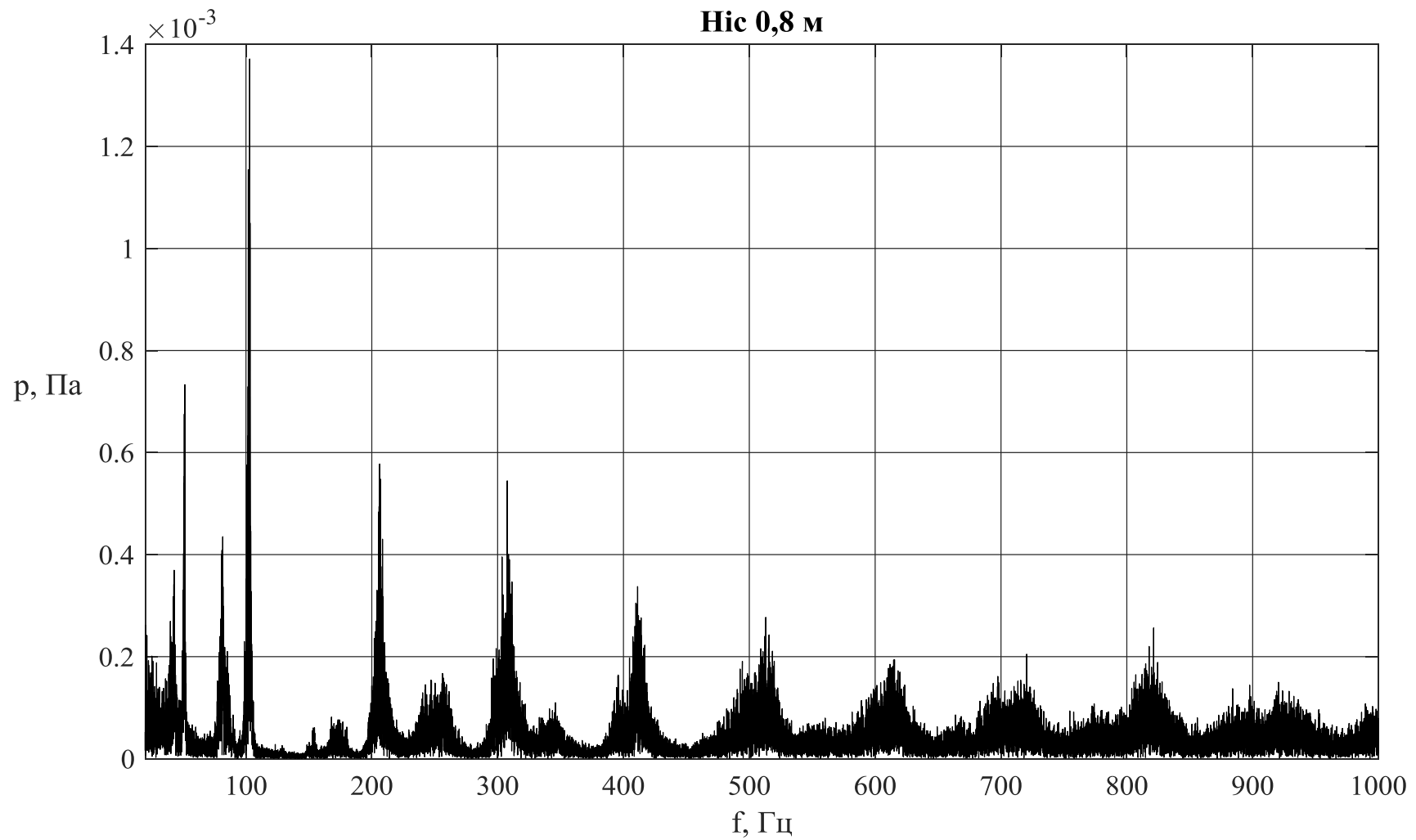


Рисунок 3.16 – Спектр шумового випромінювання дрону у діапазоні 20 Гц – 1 кГц (позиція 1')

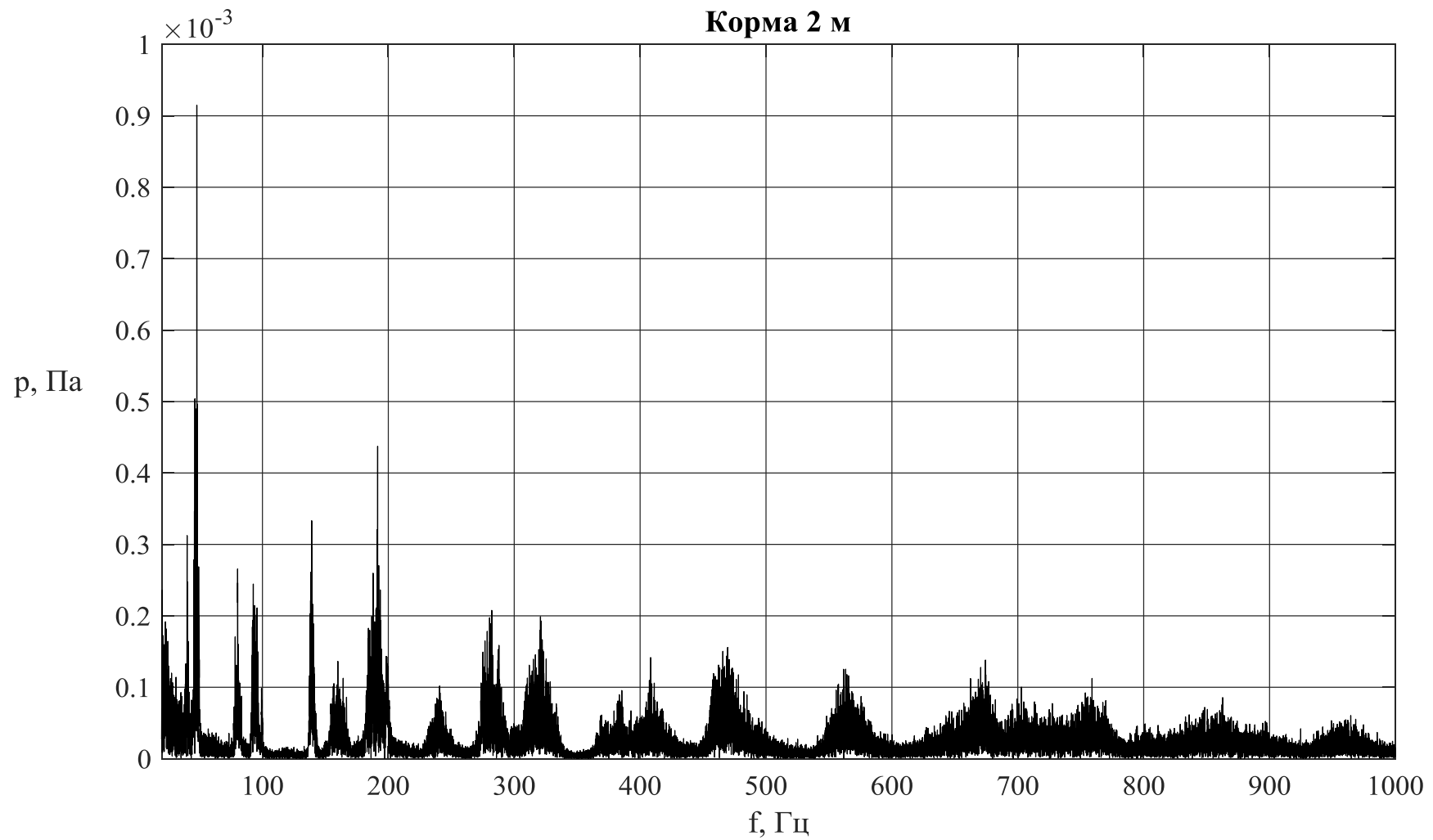


Рисунок 3.17 – Спектр шумового випромінювання дрону у діапазоні 20 Гц – 1 кГц (позиція 2)

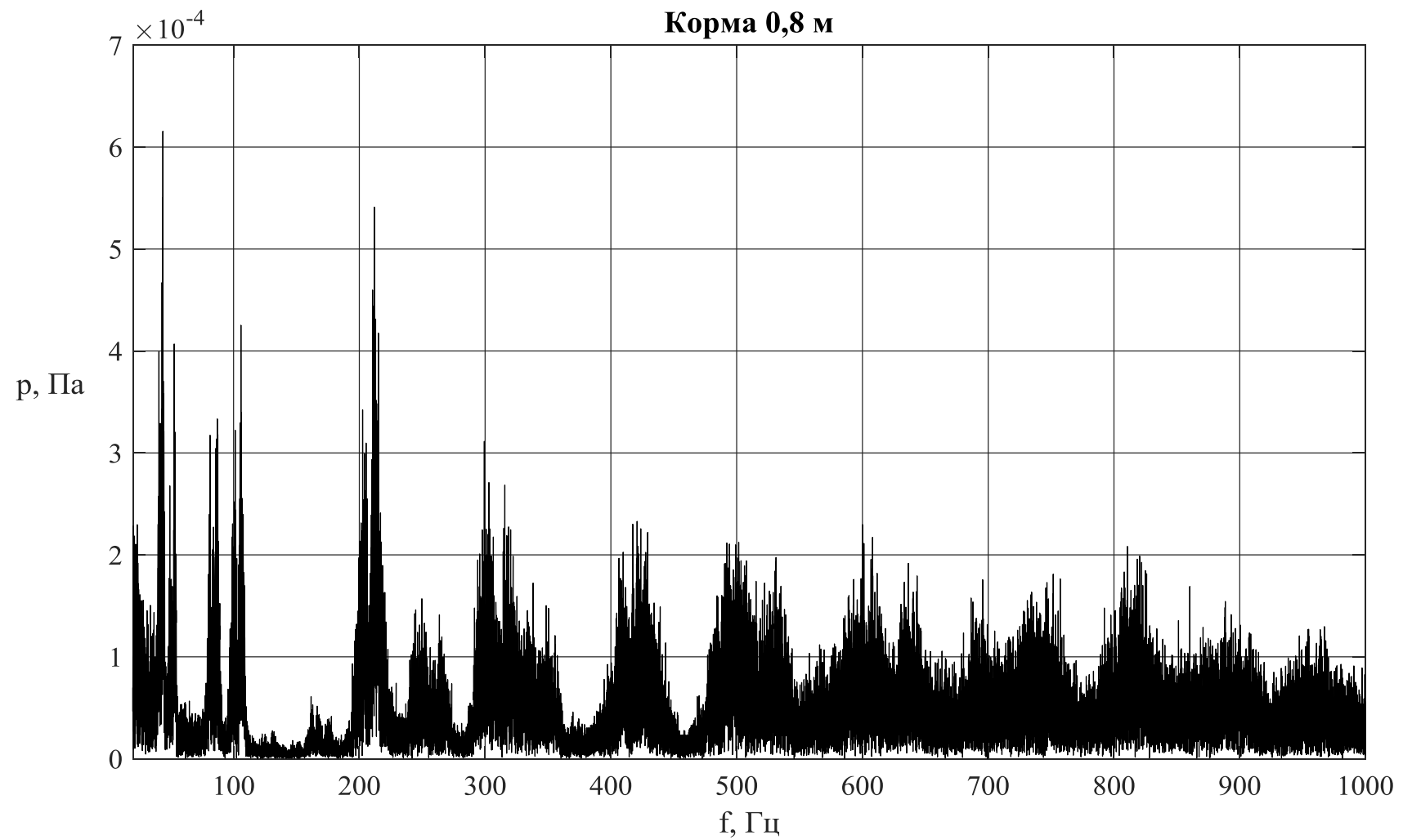


Рисунок 3.18 – Спектр шумового випромінювання дрону у діапазоні 20 Гц – 1 кГц (позиція 2')

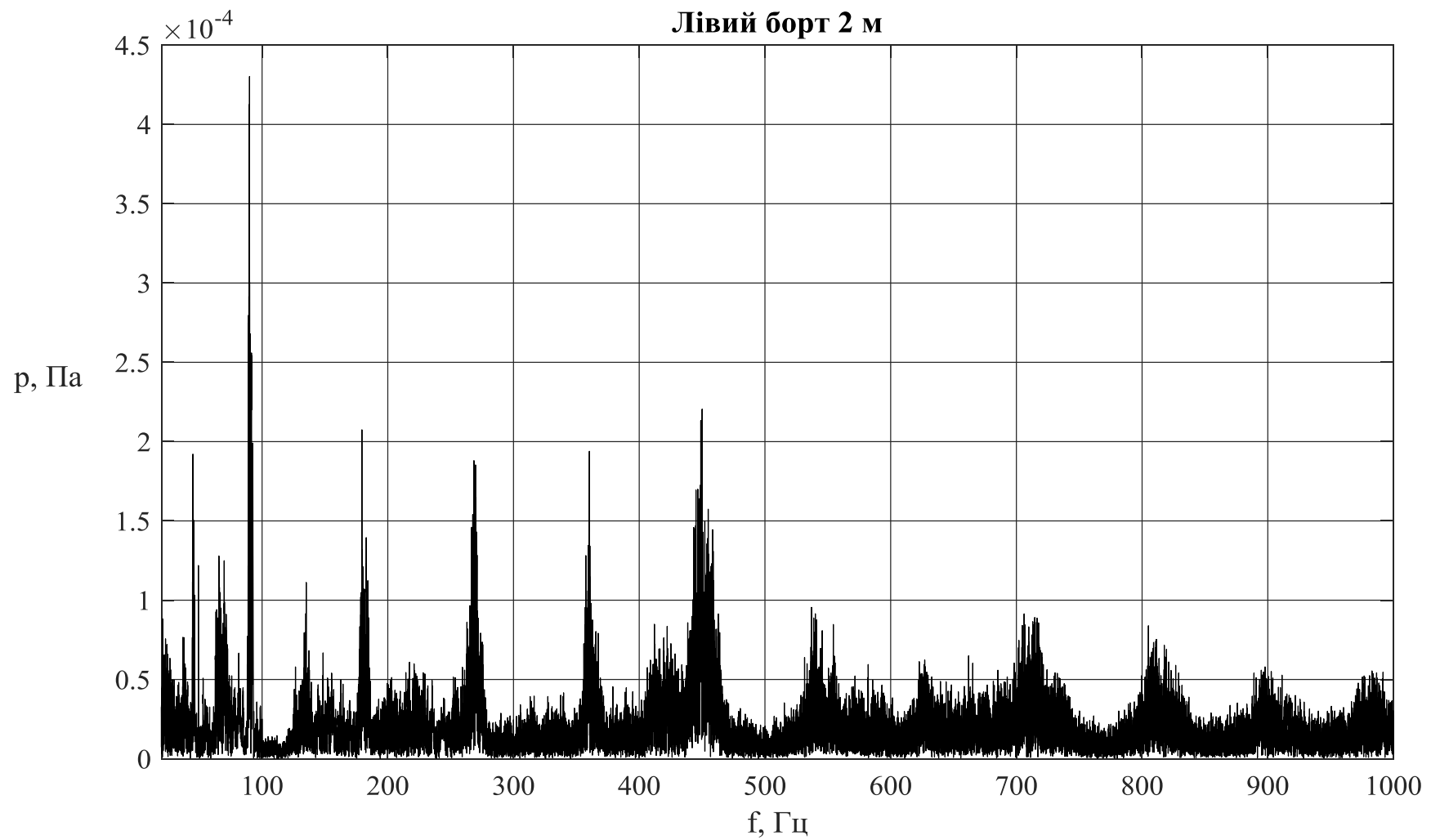


Рисунок 3.19 – Спектр шумового випромінювання дрону у діапазоні 20 Гц – 1 кГц (позиція 3)

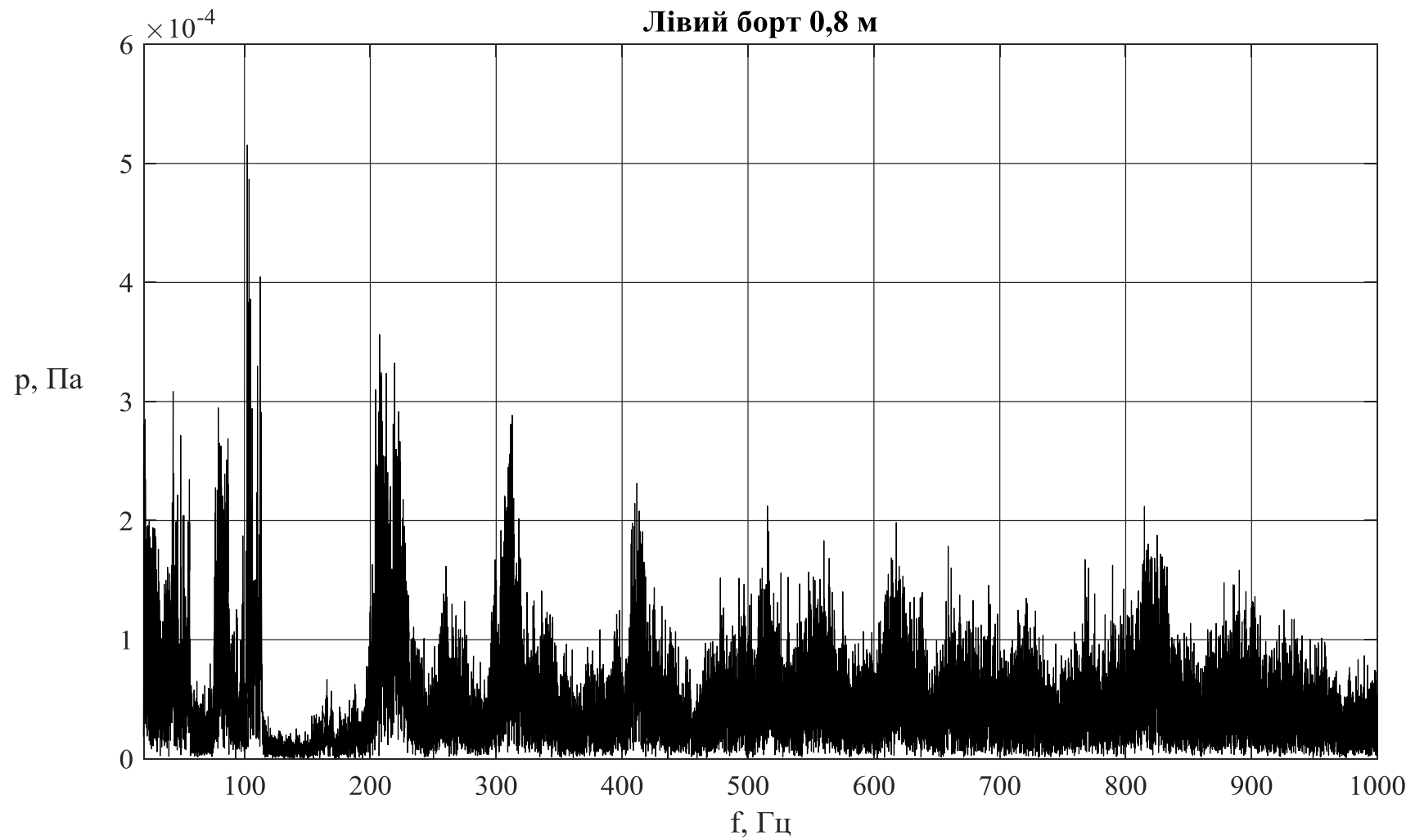


Рисунок 3.20 – Спектр шумового випромінювання дрону у діапазоні 20 Гц – 1 кГц (позиція 3')

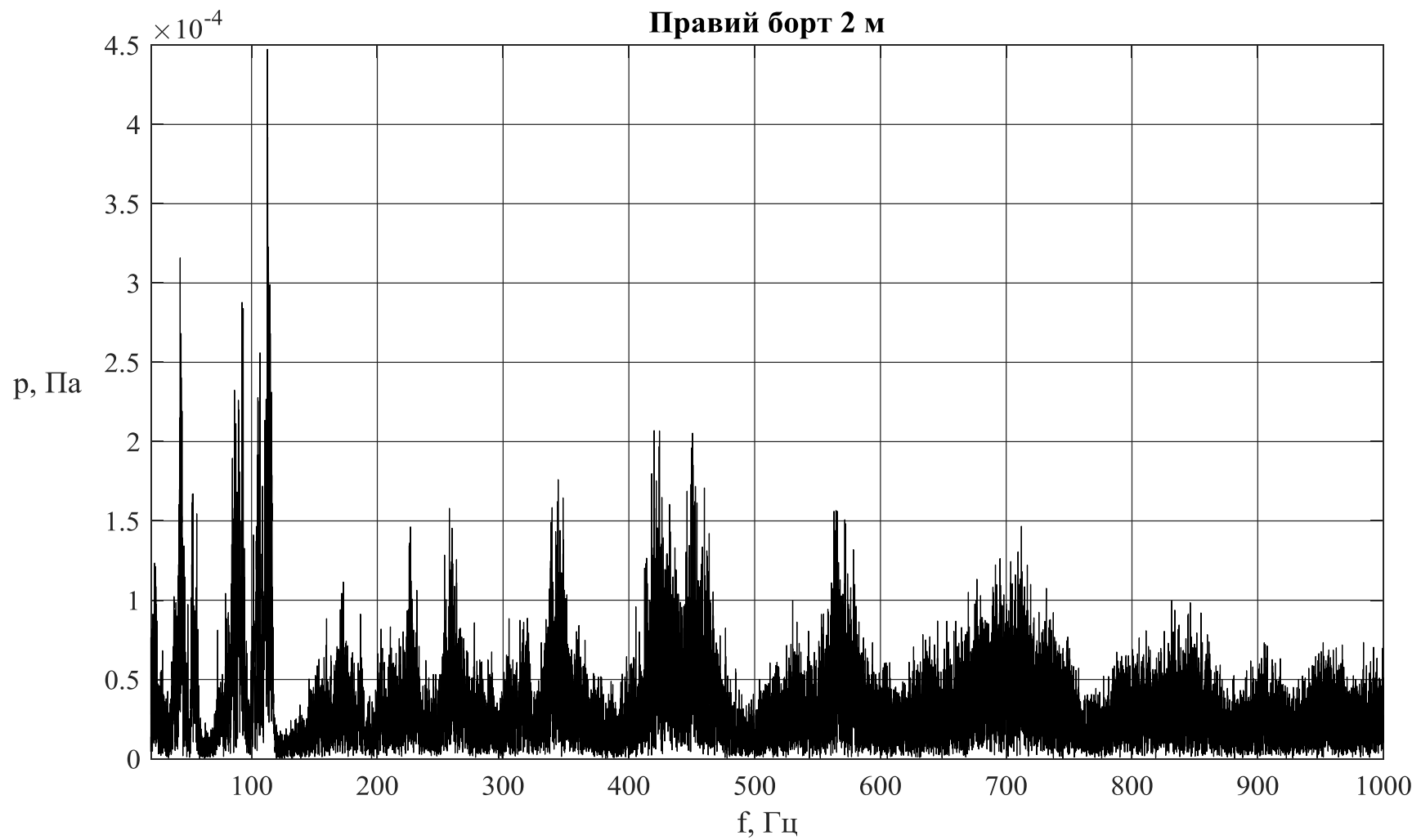


Рисунок 3.21 – Спектр шумового випромінювання дрону у діапазоні 20 Гц – 1 кГц (позиція 4)

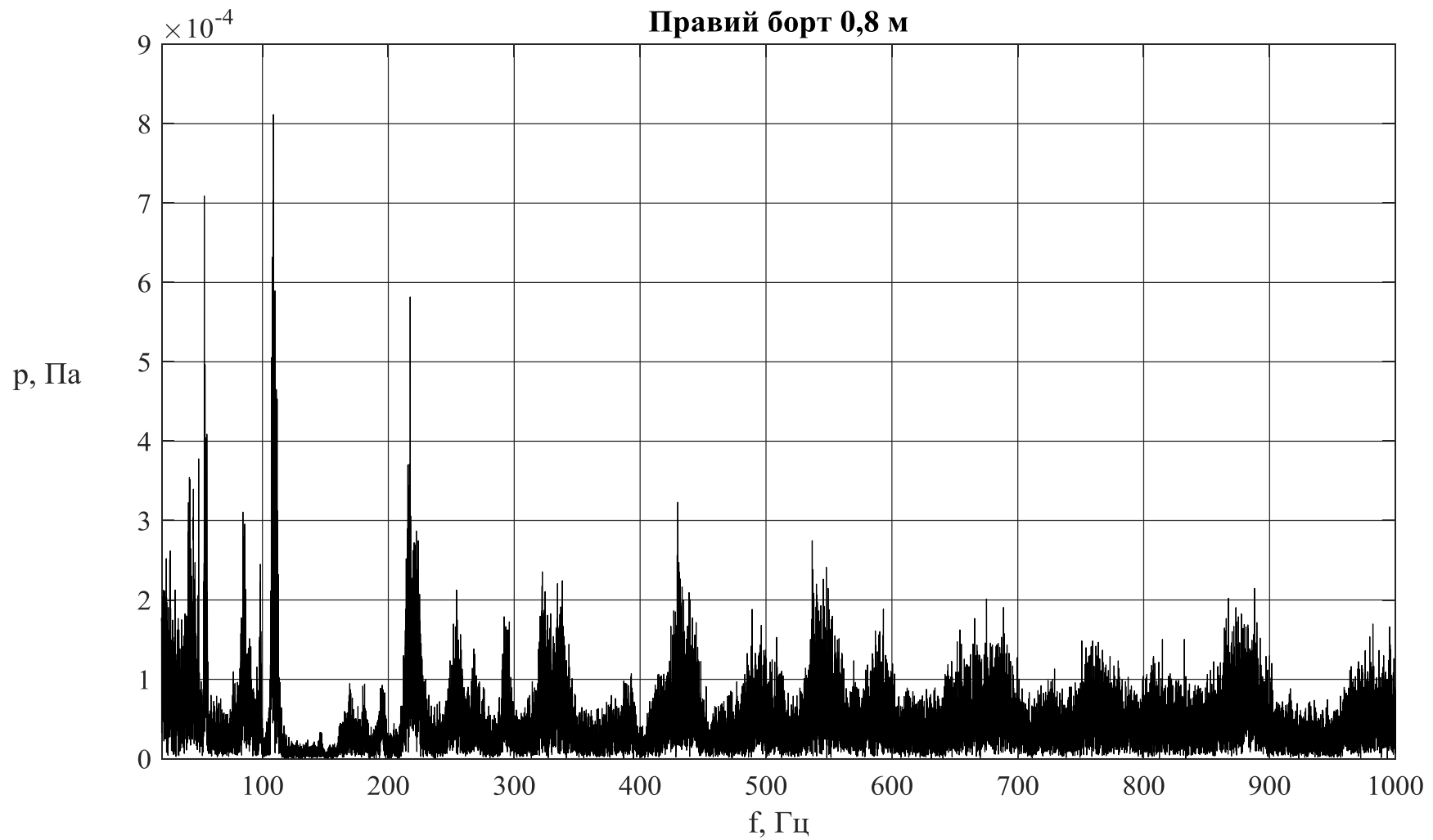


Рисунок 3.22 – Спектр шумового випромінювання дрону у діапазоні 20 Гц – 1 кГц (позиція 4')

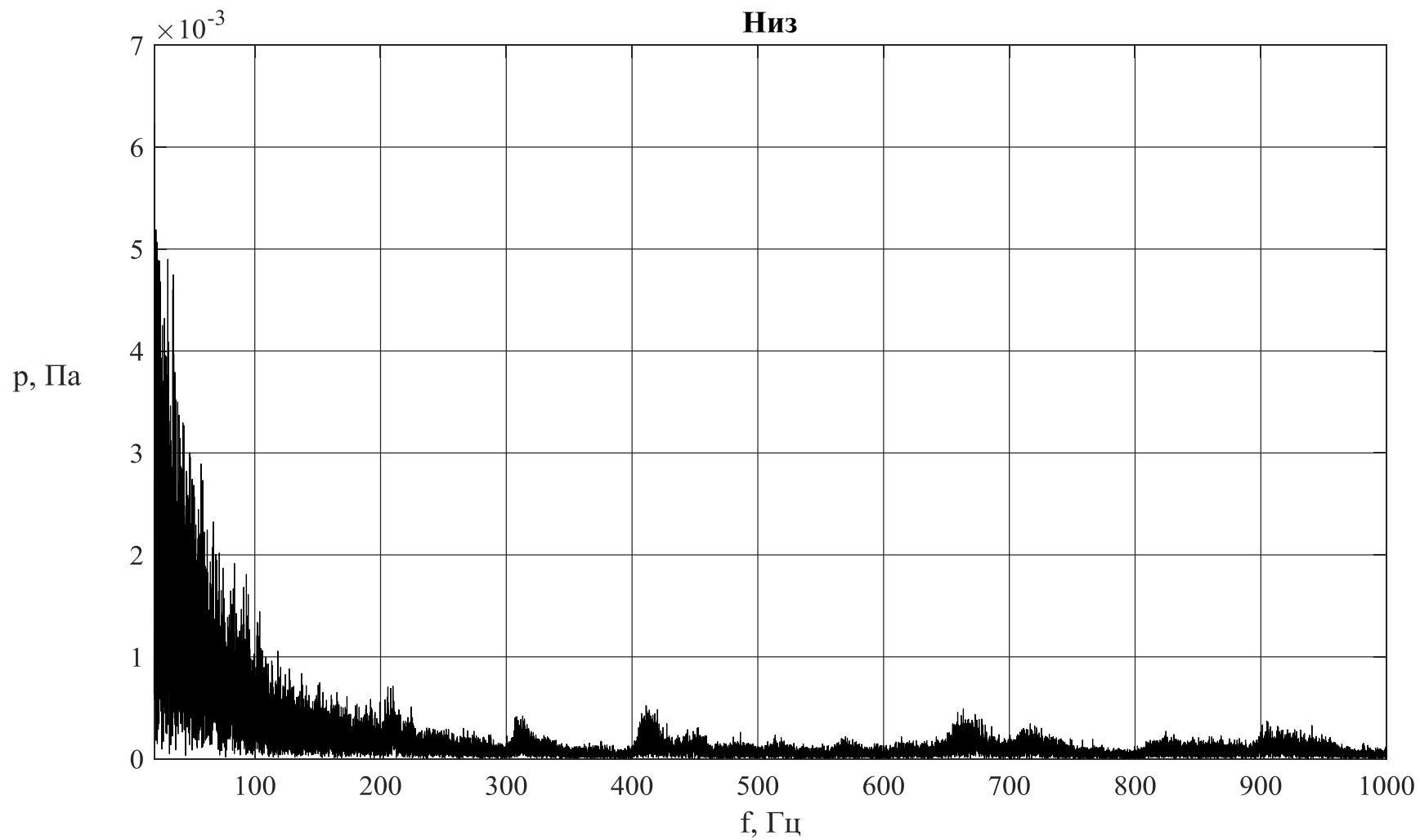


Рисунок 3.23 – Спектр шумового випромінювання дрону у діапазоні 20 Гц – 1 кГц (позиція 5)

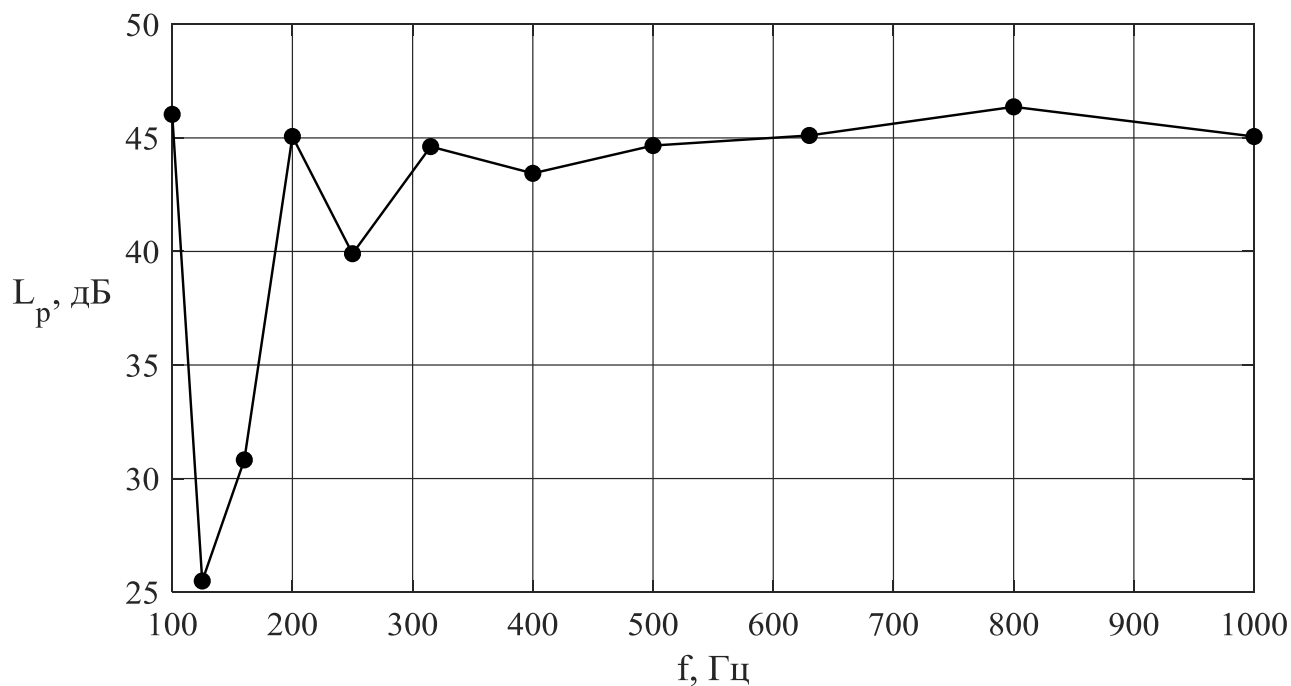


Рисунок 3.24 – Усереднене по позиціям 1'–4' значення рівнів тиску

3.5.9 Рівні спектральної густини звукового тиску

Розрахунок проводився за методикою п.п. 3.4.3, а рівні спектральної густини тиску, усереднені за позиціями 1'–4' наведені у таблиці 3.4 та на рисунку 3.25.

Таблиця 3.4 – Рівні спектральної густини тиску

f , Гц	100	125	160	200	250
N_p , дБ	-61,56	-82,96	-79,18	-65,45	-71,56

Продовження таблиці 3.4

f , Гц	315	400	500	630	800	1000
N_p , дБ	-68,05	-70,27	-69,92	-70,48	-70,40	-72,54

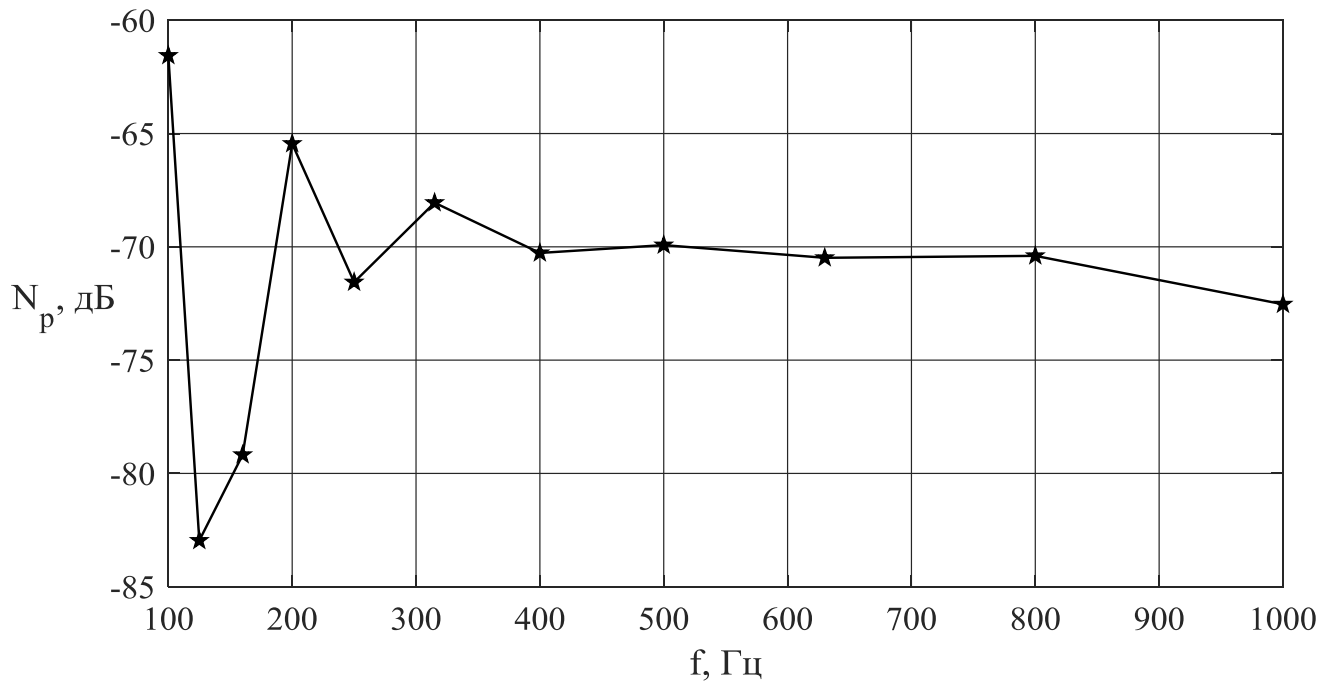


Рисунок 3.25 – Графічна репрезентація рівнів
спектральної густини звукового тиску

3.5.10 Рівні звукової потужності

Розрахунок проводився за методикою п.п. 3.4.4, а рівні звукової потужності L_w , усереднені за позиціями 1'–4' наведені у таблиці 3.5 та на рисунку 3.26.

Таблиця 3.5 – Рівні звукової потужності та коефіцієнт затухання

f , Гц	100	125	160	200	250
L_w , дБ	62,0	42,4	47,8	62,0	56,9
$\alpha(f)$, мдБ/м	0,616	0,763	0,969	1,225	1,596

Продовження таблиці 3.5

f , Гц	315	400	500	630	800	1000
L_w , дБ	61,6	60,4	61,6	62,0	63,3	62,0
$\alpha(f)$, мдБ/м	2,178	3,115	4,477	6,650	10,133	15,046

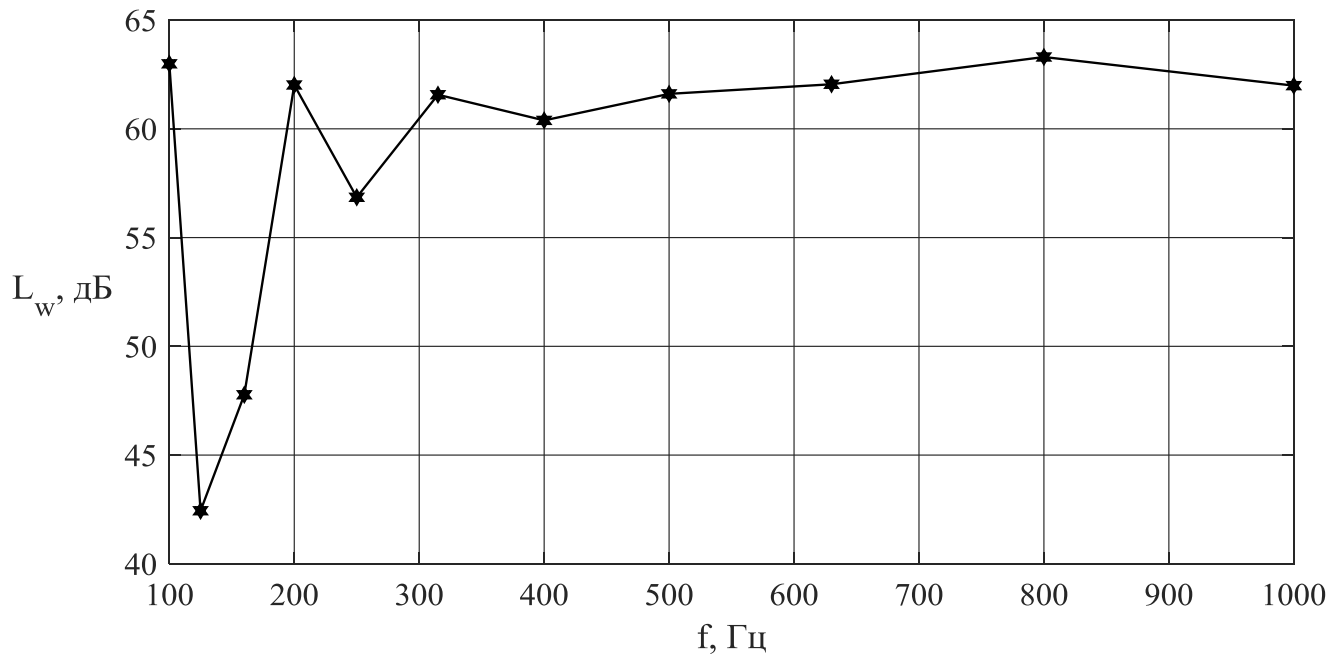


Рисунок 3.26 – Графічна репрезентація рівнів звукової потужності

3.5.11 Оцінка невизначеності вимірюваних значень

Порахуємо довірчий інтервал для вимірюваних значень рівнів тиску. Для нормального розподілу з надійністю 95% маємо коефіцієнт покриття $k = 1,6$ (з [49]), а довірчий інтервал у двох діапазонах частот:

– діапазон 100 – 630 Гц

$$U_{100-630} = k \sqrt{(\sigma_{R0}^{100-630})^2 + \sigma_{omc}^2} = 1,6 \cdot \sqrt{0,9^2 + 0,3^2} = 1,5179 \text{ дБ};$$

– діапазон 800 – 1000 Гц

$$U_{800-1000} = k \sqrt{(\sigma_{R0}^{800-1000})^2 + \sigma_{omc}^2} = 1,6 \cdot \sqrt{0,4^2 + 0,3^2} = 0,8 \text{ дБ}.$$

3.6 Висновки

1. У рамках задачі виявлення відрізняючою особливістю пеленгування цілі є наявність у складі спектру прийнятого сигналу набору гармонік з кратними частотами, що пропорційні кількості лопатей пропелера та кількості його обертів за секунду.

2. Рішення рівняння Лайтхілла вважаємо недоцільним через складність і практичну незастосовність. Замість цього представляємо дрон як джерело сферичних хвиль і проводимо вимірювання спектральних характеристик та рівнів звукового тиску на відстані, яка розрахована за методикою з [49], що базується на основі закону зворотних радіусів.
3. При вимірюваннях враховані джерела похибок шляхом розрахування довірчого інтервалу на основі [49].
4. Рисунок 3.14 показує, що спектр шуму квадрокоптера містить набір кратних гармонік починаючи зі 100 Гц. Вони чітко розрізняються до 1 кГц, а вище спектр має характер рівномірного. Тому діапазон дослідження шуму дрону та приблизні межі робочої смуги акустичної антени обираємо 100–1000 Гц.
5. Отримані спектральні характеристики у діапазоні 100–1000 Гц для різних вимірювальних позицій зображені на рисунках 3.15–3.22. Аналізуючи їх можна сказати, що всюди присутня завада на частоті 50 Гц, яка є частотою мережі живлення. Цей недолік методу вимірювання можна усунути застосуванням мережевих фільтрів або використанням автономних акумуляторів.
6. З порівняння між собою рисунків 3.15–3.22 видно, що кратні гармонічні складові спектру для різних точок відхиляються від значення $100 \cdot n$ Гц. Це пояснюється неточністю задання потужності двигунів органами керування величини обертів, оскільки увімкнення квадрокоптера проводилось для кожної точки окремо.
7. Аналізуючи рисунок 3.23 можна сказати, що у спектрі шуму, виміряного у позиції 5, яка знаходилася безпосередньо під квадрокоптером у полі ближньої дії турбулентного потоку, наявна низькочастотна завада високого рівня, яка нівелює гармонічний характер спектру.
8. Розраховані рівні тиску на відстані 1,95 метра від акустичного центру ЛА у третинно-октавних смугах частот свідчать про те, що вузькосмуговий аналіз є неефективним при енергетичному виявленні в умовах співставного з виміряним рівня шуму атмосфери.

9. На рисунку 3.24 виміряні друга та третя точки між значеннями 100 та 200 Гц потрапляють між рівнями гармонічних складових. Цей приклад дає підставу вважати, що при аналізі спектру у більш вузьких смугах можливо застосовувати енергетичний метод виявлення, але тільки за умов помірного рівня шуму атмосфери.

РОЗДІЛ 4

РОЗРАХУНОК ЗАВАДОСТІЙКОСТІ АКУСТИЧНИХ АНТЕН

Основними вихідними даними, що необхідні для розрахунку коефіцієнту завадостійкості акустичної антени, є її характеристика (або діаграма) направленості (ХН або ДН відповідно). Тому, у цьому розділі буде отримано (теоретично та напівнатурно) діаграми направленості двох лінійних дискретних акустичних антен (ЛДАА): перша – з ненаправленими приймачами, друга – із приймачами з характеристикою направленості кардіоїдного типу.

Такий вибір типів акустичних антен зумовлений необхідністю уникнення впливу шуму носія на прийнятий акустичною антеною сигнал дрона. Саме тому порівняння оцінки якості такої захищеності ЛДАА з кардіоїдними приймачами необхідно проводити із ЛДАА класичного виду, тобто такої, що містить ненаправлені приймачі.

Після розрахунків буде порівняно діаграми направленості двох ЛДАА за їх основними елементами (наявність тильного максимуму, ширина головного максимуму $2\Delta\varphi_{0,707}$ та рівень додаткових максимумів β за найвищим додатковим максимумом) і на основі отриманих діаграм направленості буде розрахований коефіцієнт завадостійкості до різних видів завад.

4.1 Розрахунок габаритних розмірів ЛДАА

Розрахункова модель ЛДАА має вигляд, зображений на рис. 4.1, а теоретичні співвідношення для проведення розрахунків отримані у [51].

Умова відсутності додаткових максимумів:

$$\frac{\lambda}{4} \leq d \leq \frac{\lambda}{2}, \quad (4.1)$$

де λ – довжина хвилі на робочій частоті;

d – відстань між приймачами.

Розглядаючи спрямованість антени у діапазоні від нижньої $f_{\text{н}}$ до верхньої $f_{\text{в}}$ робочих частот умова (4.1) набуває вигляду:

$$\begin{cases} \frac{\lambda_{\text{н}}}{4} \leq d \leq \frac{\lambda_{\text{н}}}{2} \\ \frac{\lambda_{\text{в}}}{4} \leq d \leq \frac{\lambda_{\text{в}}}{2} \end{cases} \Rightarrow \frac{\lambda_{\text{н}}}{4} \leq d \leq \frac{\lambda_{\text{в}}}{2}, \quad (4.2)$$

де $\lambda_{\text{н}}$ – довжина хвилі на нижній частоті діапазону;

$\lambda_{\text{в}}$ – довжина хвилі на верхній частоті діапазону.

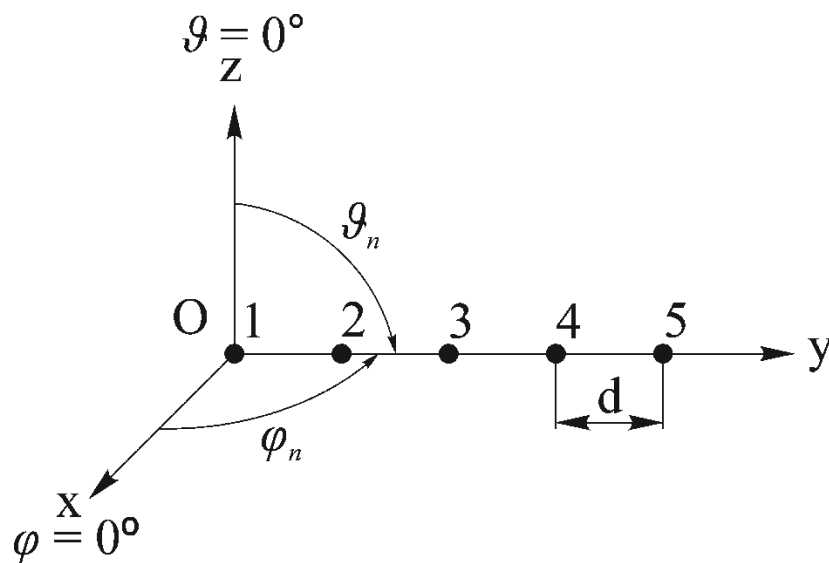


Рисунок 4.1 – Розрахункова модель лінійної еквідистантної АА
(φ_n, ϑ_n – кути встановлення бази АА)

Згідно з умовою (4.2) верхня частота діапазону є вдвічі більше нижньої:

$$f_{\text{в}} = 2f_{\text{н}}. \quad (4.3)$$

На підставі експериментальних даних, отриманих у розділі 3, і з урахуванням (4.3) робочий діапазон ЛДАА обрано 250–500 Гц, тобто вужчий за діапазон 100–1000 Гц, що є найбільш інформативним (за характеристиками дрону, отриманими у розділі 3), оскільки для даного виду антен діаграма направленості буде критично відрізнятися від необхідної за ТЗ у більш широкому діапазоні.

Відстань між елементами антени можна розрахувати, прийнявши базовою верхню чи нижню частоту діапазону:

$$\begin{cases} d \geq \frac{c_0}{4f_H} \\ d \leq \frac{c_0}{2f_B} \end{cases}, \quad (4.4)$$

де c_0 – швидкість звуку в робочому середовищі.

Вираз для амплітудної характеристики направленості лінійної дискретної еквідистантної акустичної антени з ненаправленими елементами має вигляд:

$$R(\vartheta) = \left| \frac{\sin(NX)}{N \sin(X)} \right|, \quad (4.5)$$

де $X = \frac{\pi d}{\lambda} \sin(\vartheta)$;

d – відстань між елементами АА;

N – кількість елементів;

ϑ – напрямок приходу хвилі.

Для ЛДАА, у якої елементи мають певну характеристику направленості, за теоремою множення маємо:

$$R(\vartheta) = R_e(\vartheta) \cdot R_p(\vartheta), \quad (4.6)$$

де $R(\vartheta)$ – ХН досліджуваної АА;

$R_e(\vartheta)$ – ХН одного елементу досліджуваної АА;

$R_p(\vartheta)$ – ХН ЛДАА з монопольними елементами («множник решітки», що представлений виразом (4.5)).

У випадку ЛДАА з кардіоїдними приймачами ХН одного елементу представляється у наступному вигляді:

$$R_e(\vartheta) = \frac{1 + \cos \vartheta}{2}. \quad (4.7)$$

Оскільки характеристика направленості є поняттям виключно дальнього поля, то визначним фактором при вимірюванні діаграми направленості є відстань

r_d між приймачем і випромінювачем. Наближена оцінка цієї величини становить:

$$r_d \geq \frac{2L^2}{\lambda} \quad (4.8)$$

де L – найбільший габаритний розмір АА;

λ – довжина хвилі, що визначається робочим частотним діапазоном.

Розрахуємо геометричні розміри АА:

- відстань між елементами за (4.4)

$$d = \frac{c_0}{4f_H} = \frac{c_0}{2f_B} = \frac{340}{4 \cdot 250} = \frac{340}{2 \cdot 500} = 0,34 \text{ м}; \quad (4.9)$$

- кількість елементів

$$N = 5;$$

- довжина лінійки

$$L = Nd = 5 \cdot 0,34 = 1,7 \text{ м};$$

- межа дальнього поля на нижній частоті діапазону

$$r_d^H = \frac{2L^2}{\lambda_H} = \frac{2 \cdot 1,7^2 \cdot 250}{340} = 4,25 \text{ м}; \quad (4.10)$$

- межа дальнього поля на верхній частоті діапазону

$$r_d^B = \frac{2L^2}{\lambda_B} = \frac{2 \cdot 1,7^2 \cdot 500}{340} = 8,5 \text{ м}. \quad (4.11)$$

З (4.10)–(4.11) видно, що вимірювання діаграм направленості розрахованої ЛДАА пов'язане з певними труднощами, адже необхідно використовувати відносно великі вимірювальні простори. Саме тому шляхом до вирішення цієї проблеми є використання теореми множення (4.6), на основі якої можливо провести вимірювання діаграм направленості одного елемента ЛДАА і побудувати ДН всієї антени.

4.2 ЛДАА з ненаправленими приймачами

На рисунку 4.2 зображено виміряні діаграми направленості ненаправленого приймача, у якості якого було обрано конденсаторний вимірювальний мікрофон Superlux ECM-999.

На рисунках 4.3–4.7 зображено теоретичні та експериментальні діаграми направленості, що розраховані на основі теореми множення (4.6).

Коефіцієнт завадостійкості до атмосферних шумів Ω_A , розрахований за (2.3), зображений на рисунку 4.8. Коефіцієнт завадостійкості до шумів носія Ω_H у секторі кутів $\pm 46^\circ$, розрахований за (2.5), зображений на рисунку 4.9. Коефіцієнт завадостійкості до шумів цілі (дрону) Ω_C у секторі кутів $\pm 10^\circ$, розрахований за (2.5), зображений на рисунку 4.10. Числові характеристики виміряних експериментально діаграм направленості наведені у таблиці 4.1.

4.3 ЛДАА з направленими приймачами

На рисунку 4.11 зображено виміряні діаграми направленості кардіоїдного приймача, у якості якого було обрано конденсаторний мікрофон Groove Tubes GT50.

На рисунках 4.12–4.16 зображено теоретичні та експериментальні діаграми направленості, що розраховані на основі теореми множення (4.6).

Коефіцієнт завадостійкості до атмосферних шумів Ω_A , розрахований за (2.3), зображений на рисунку 4.17. Коефіцієнт завадостійкості до шумів носія Ω_H у секторі кутів $\pm 46^\circ$, розрахований за (2.5), зображений на рисунку 4.18. Коефіцієнт завадостійкості до шумів цілі (дрону) Ω_C у секторі кутів $\pm 10^\circ$, розрахований за (2.5), зображений на рисунку 4.19. Числові характеристики виміряних експериментально діаграм направленості наведені у таблиці 4.2.

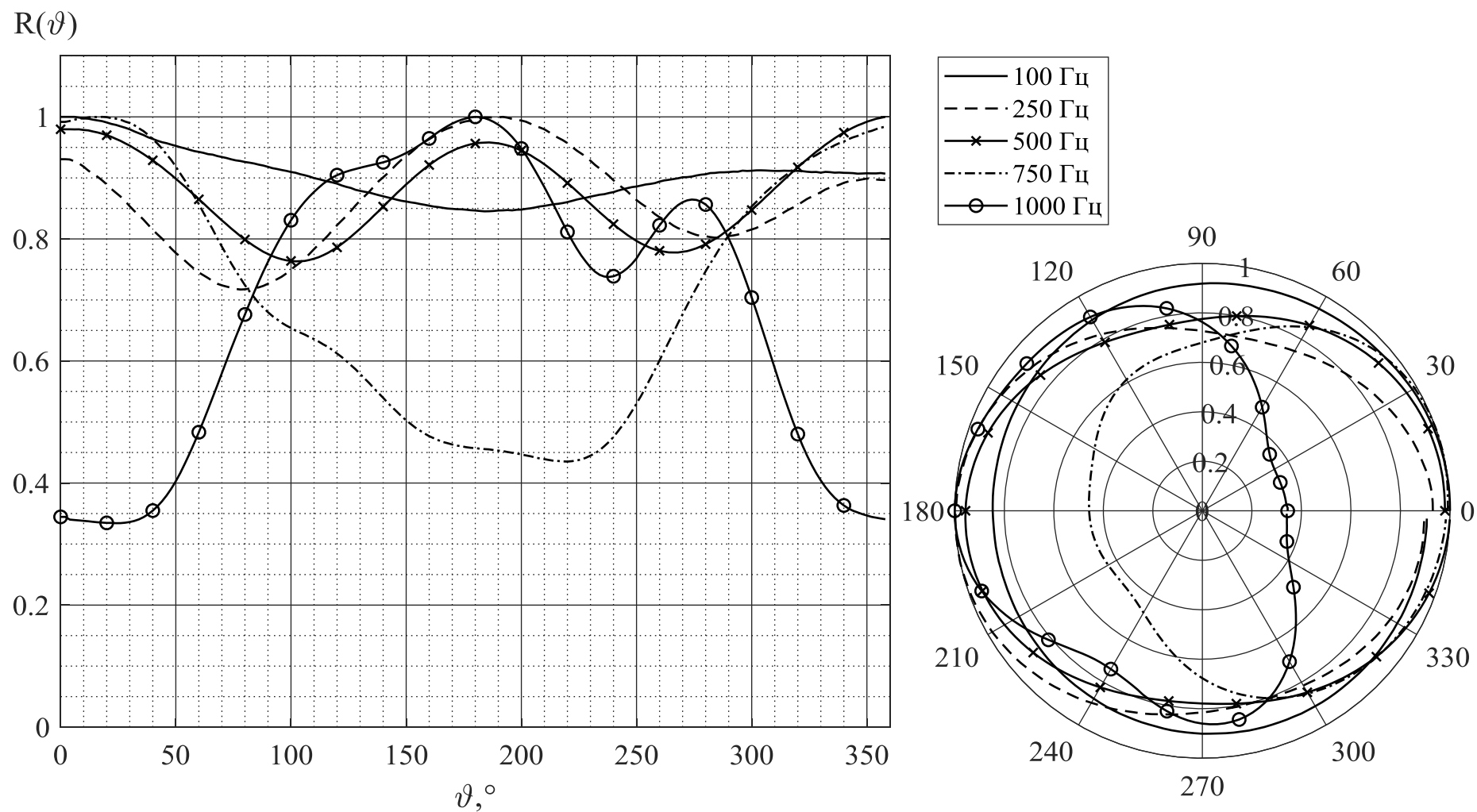


Рисунок 4.2 – Діаграми направленості мікрофона Superlux ECM-999 у смузі частот

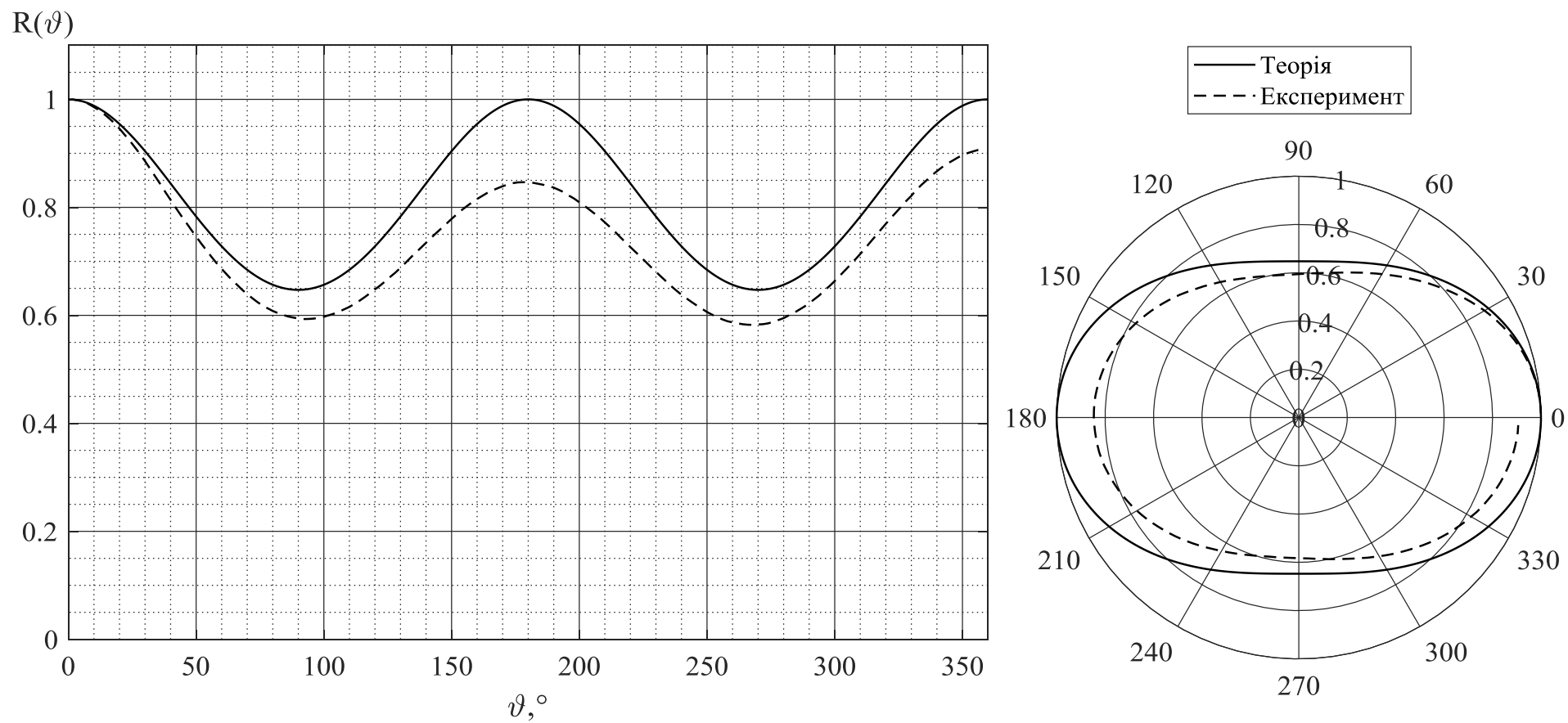


Рисунок 4.3 – Діаграми направленості ЛДАА з ненаправленими елементами на частоті 100 Гц

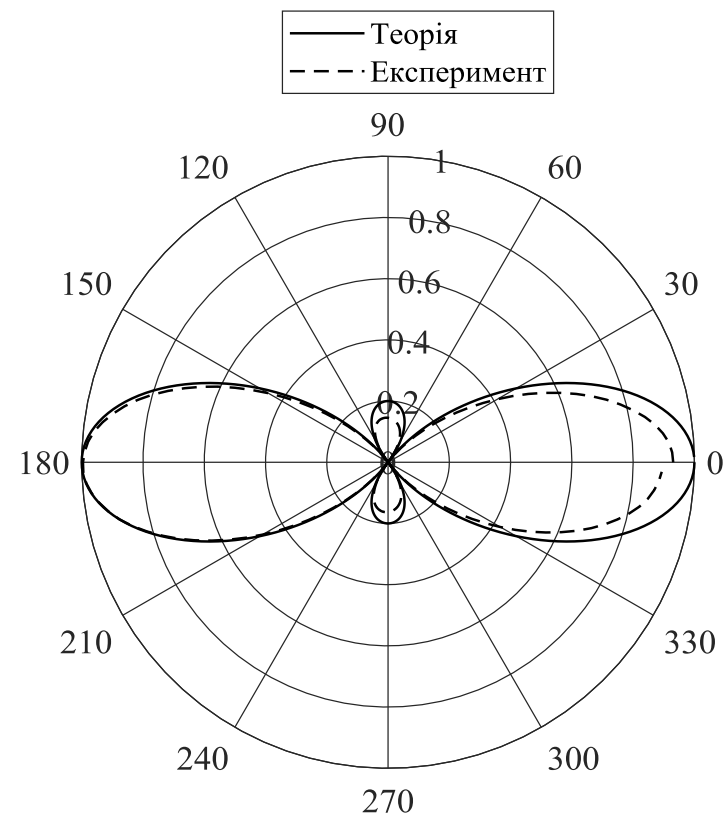
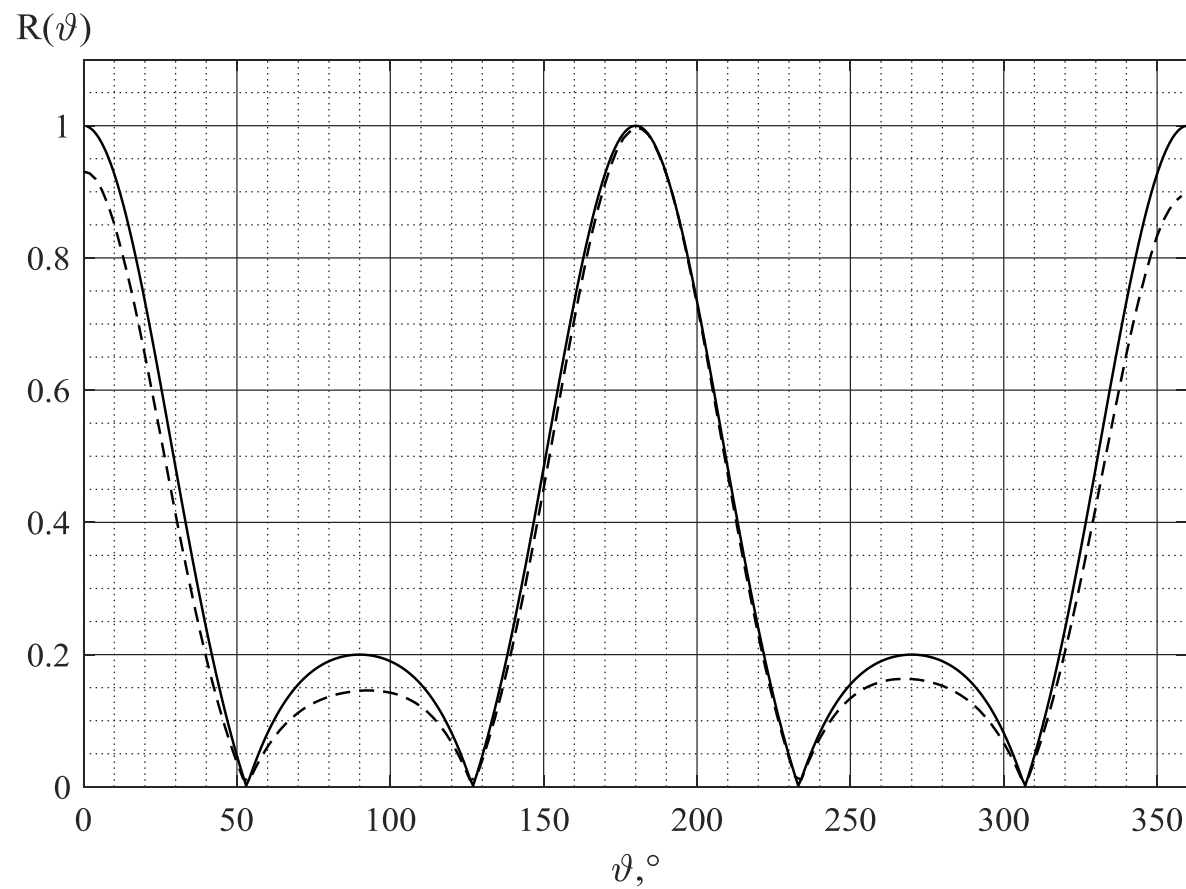


Рисунок 4.4 – Діаграми направленості ЛДАА з ненаправленими елементами на частоті 250 Гц

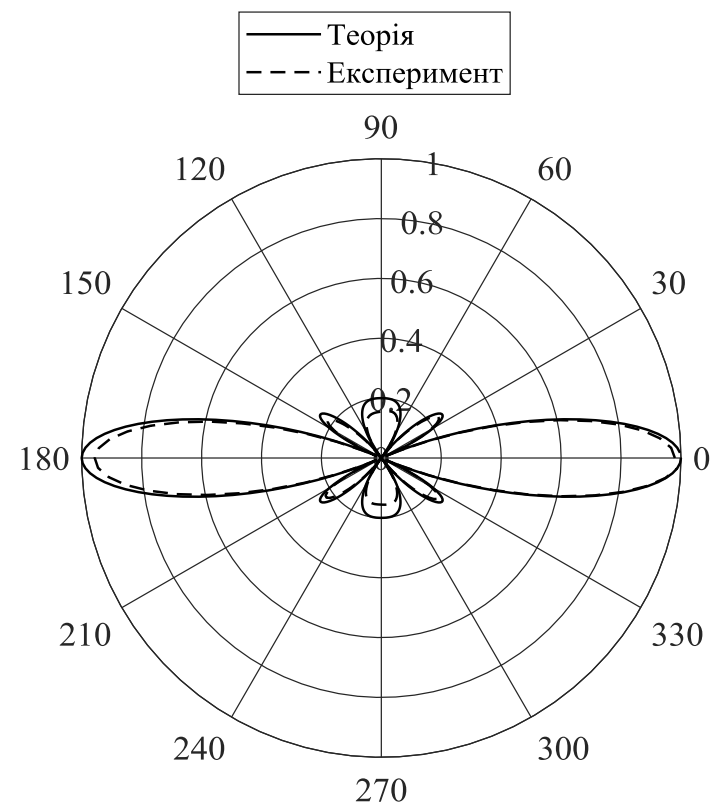
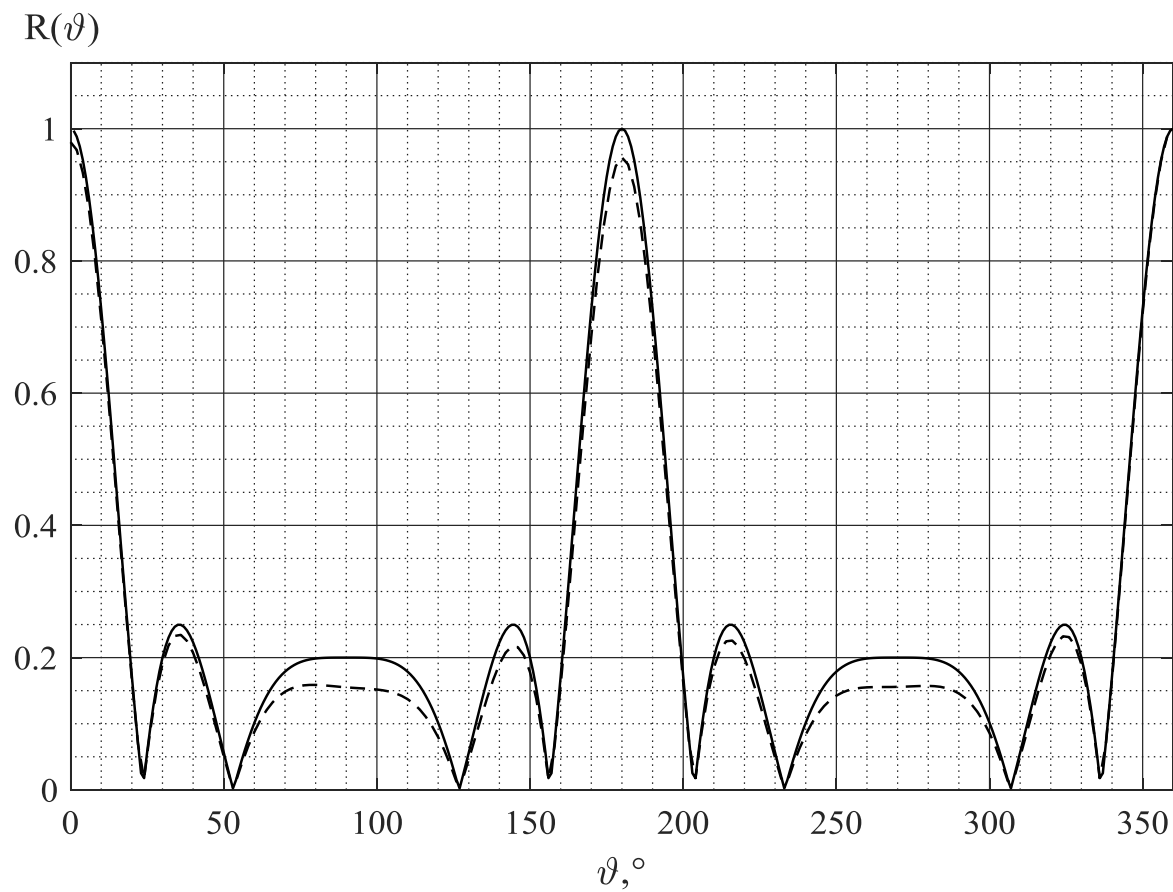


Рисунок 4.5 – Діаграми направленості ЛДАА з ненаправленими елементами на частоті 500 Гц

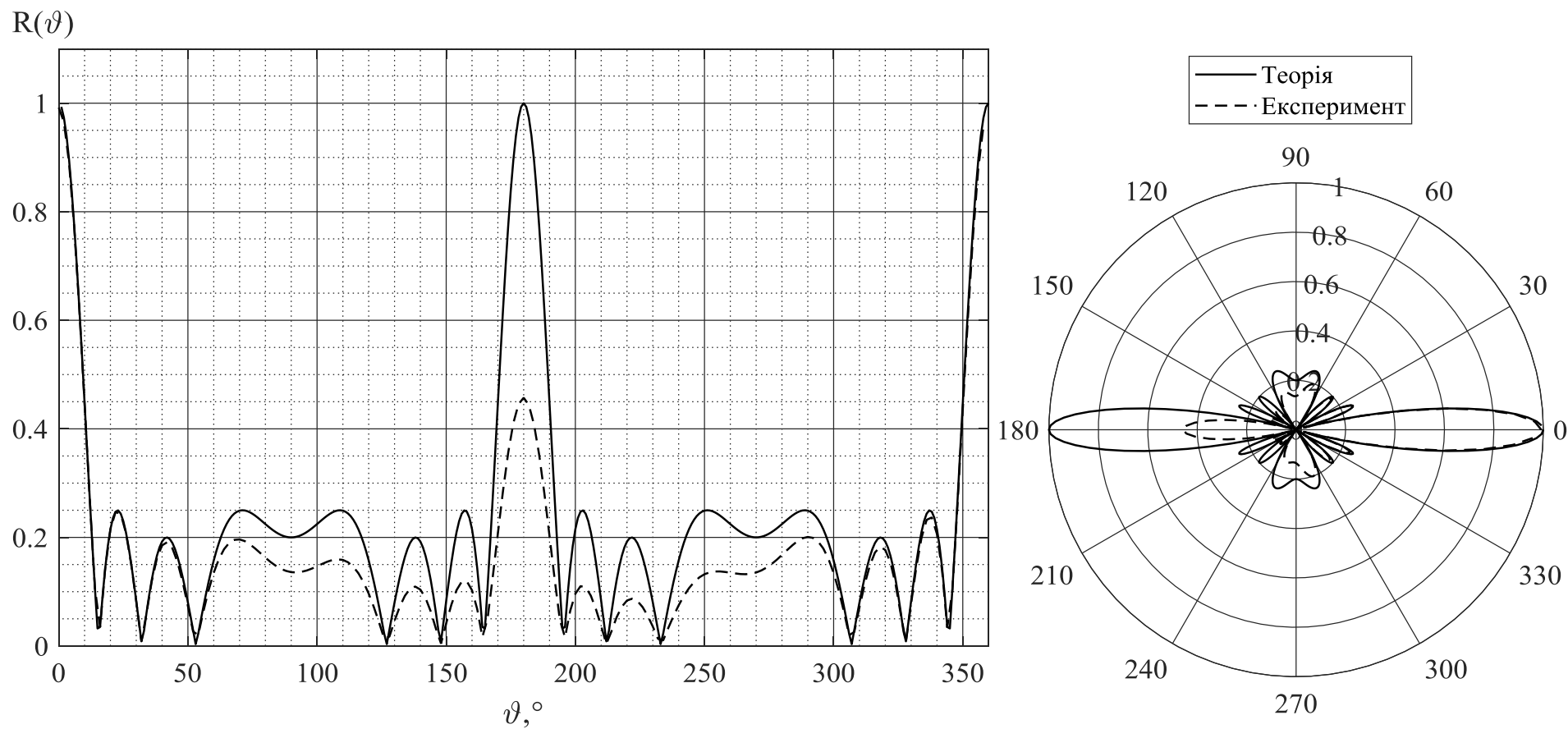


Рисунок 4.6 – Діаграми направленості ЛДАА з ненаправленими елементами на частоті 750 Гц

$R(\vartheta)$

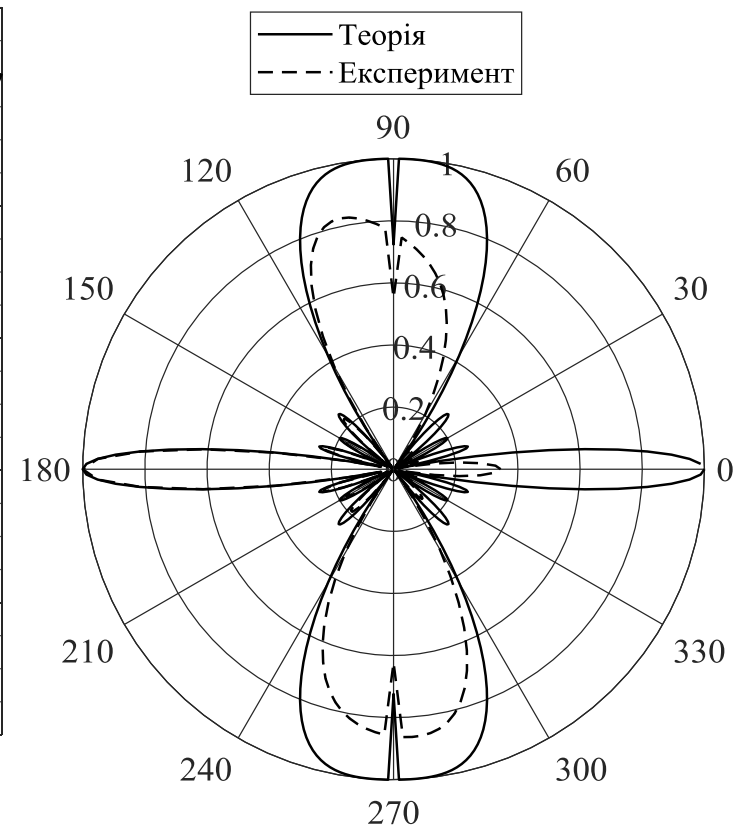
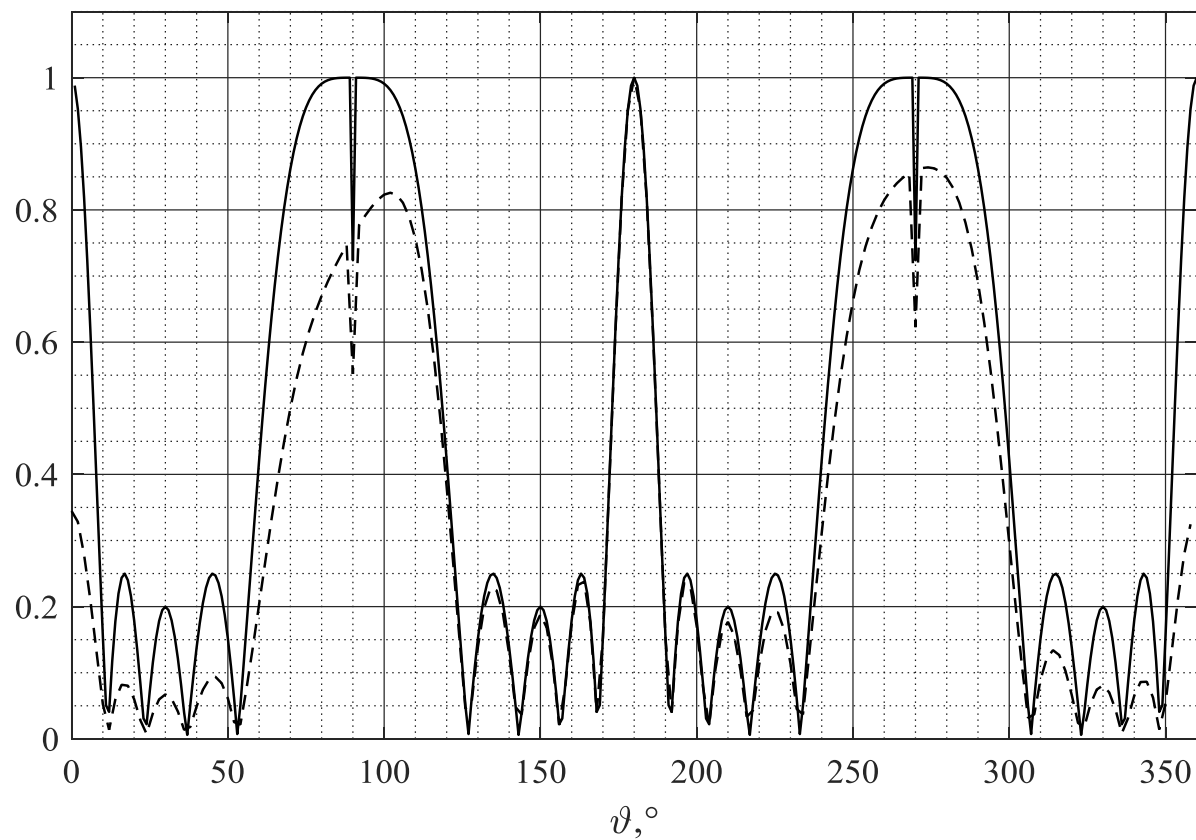


Рисунок 4.7 – Діаграми направленості ЛДАА з ненаправленими елементами на частоті 1000 Гц

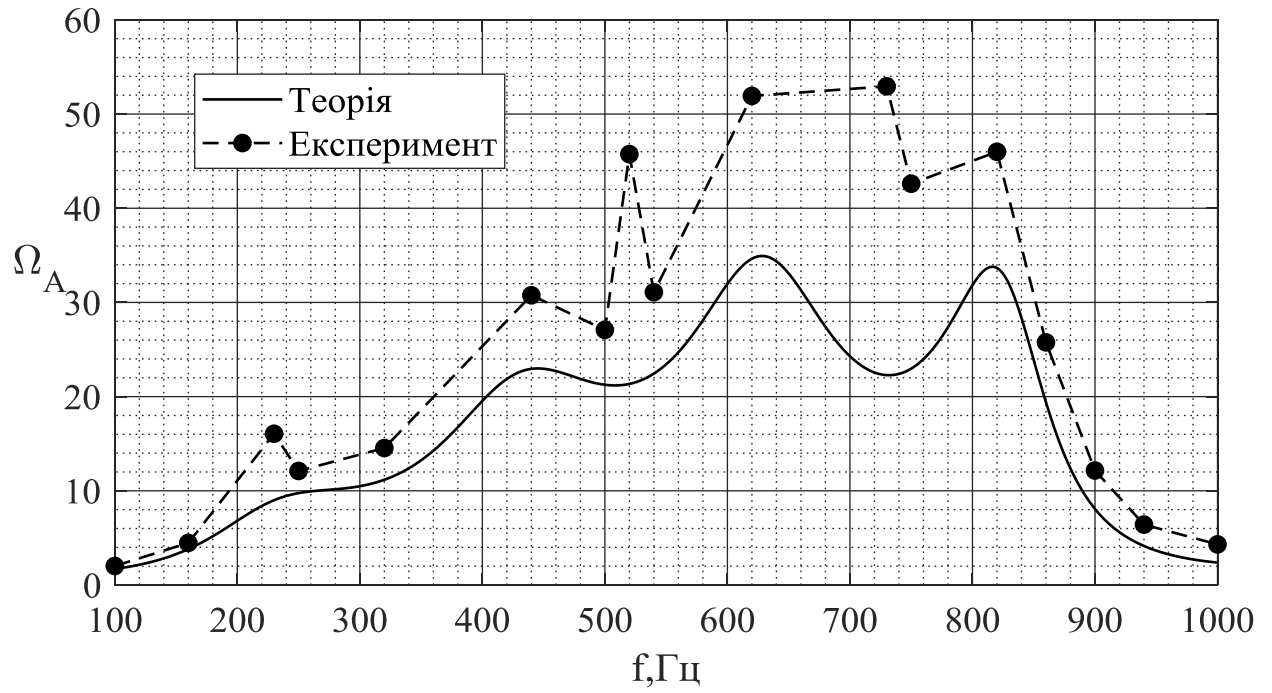


Рисунок 4.8 – Коефіцієнт завадостійкості ЛДАА з ненаправленими приймачами (атмосферні шуми)

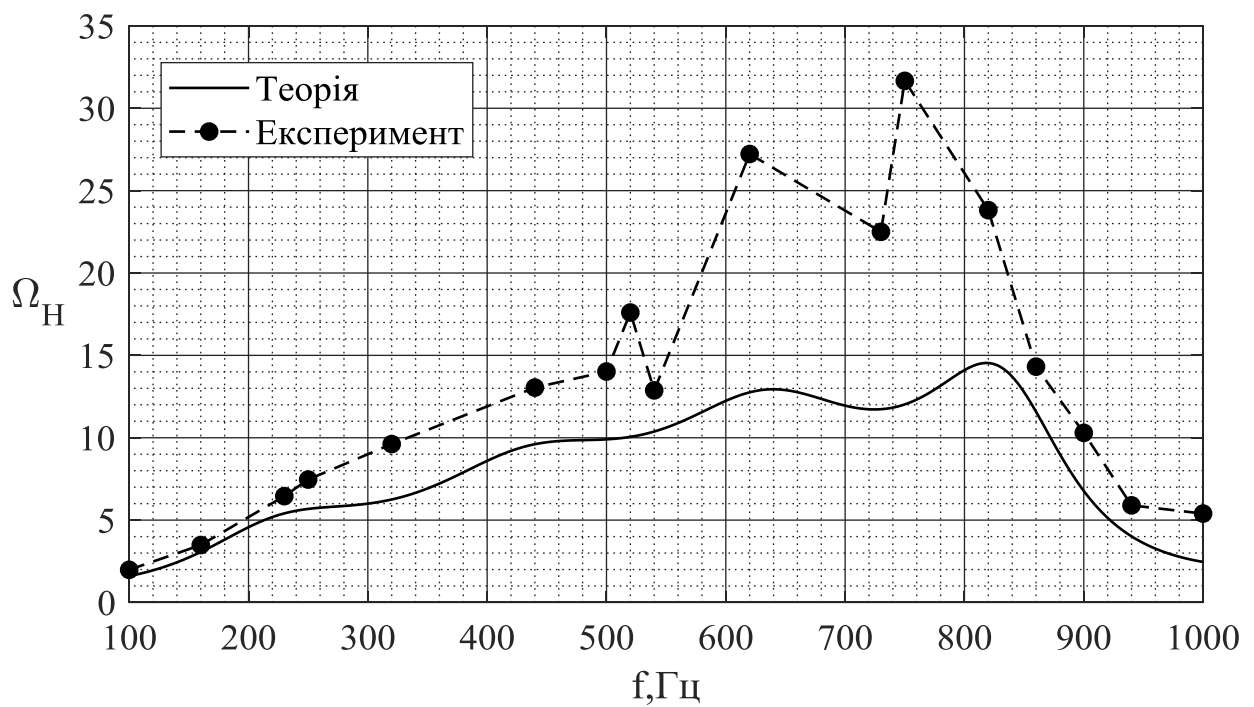


Рисунок 4.9 – Коефіцієнт завадостійкості ЛДАА з ненаправленими приймачами (шум носія)

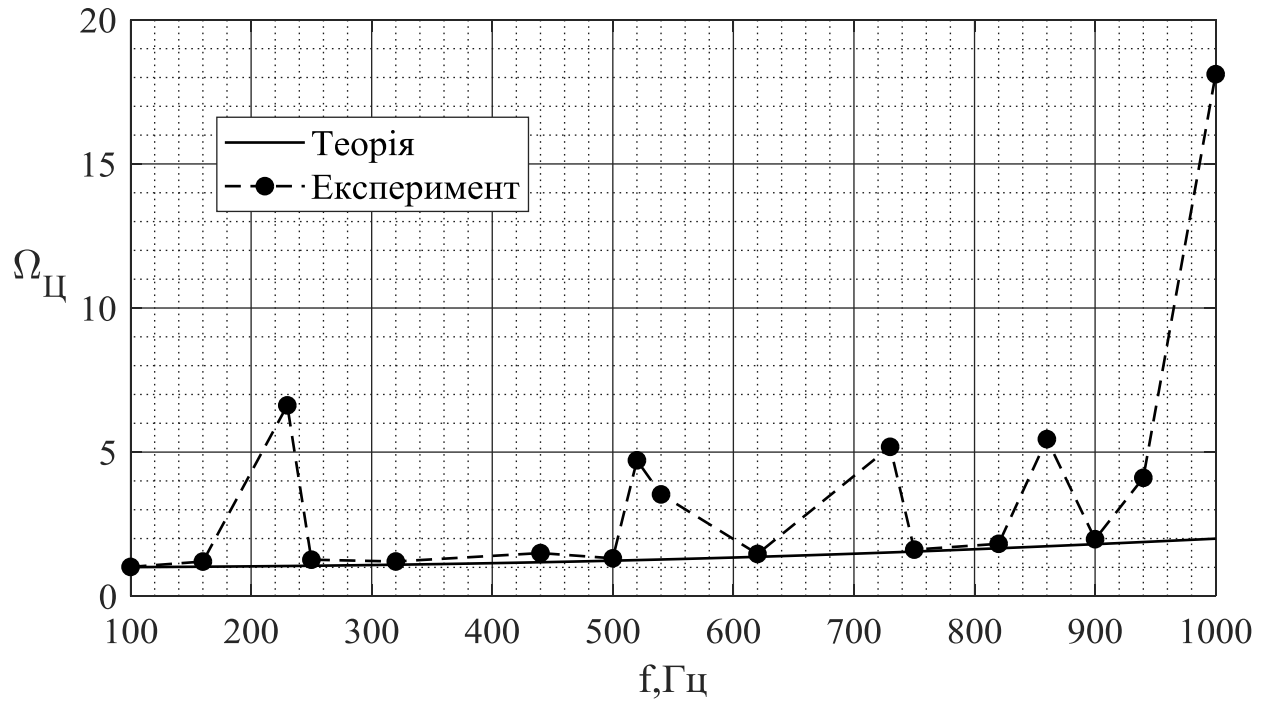


Рисунок 4.10 – Коефіцієнт завадостійкості ЛДАА з ненаправленими приймачами (шум цілі)

Таблиця 4.1 – Числові характеристики діаграм направленості ЛДАА з ненаправленими приймачами

Частота, Гц	100	250	500	750	1000
Параметр					
Ширина головного максимуму $2\Delta\varphi_{0,707}$, °	116	40	20	16	10
Рівень бічного поля β , %	–	16	23	25	25
Рівень тильного максимуму, %	85	100	95	45	100
Рівень додаткового максимуму, %	–	–	–	–	86

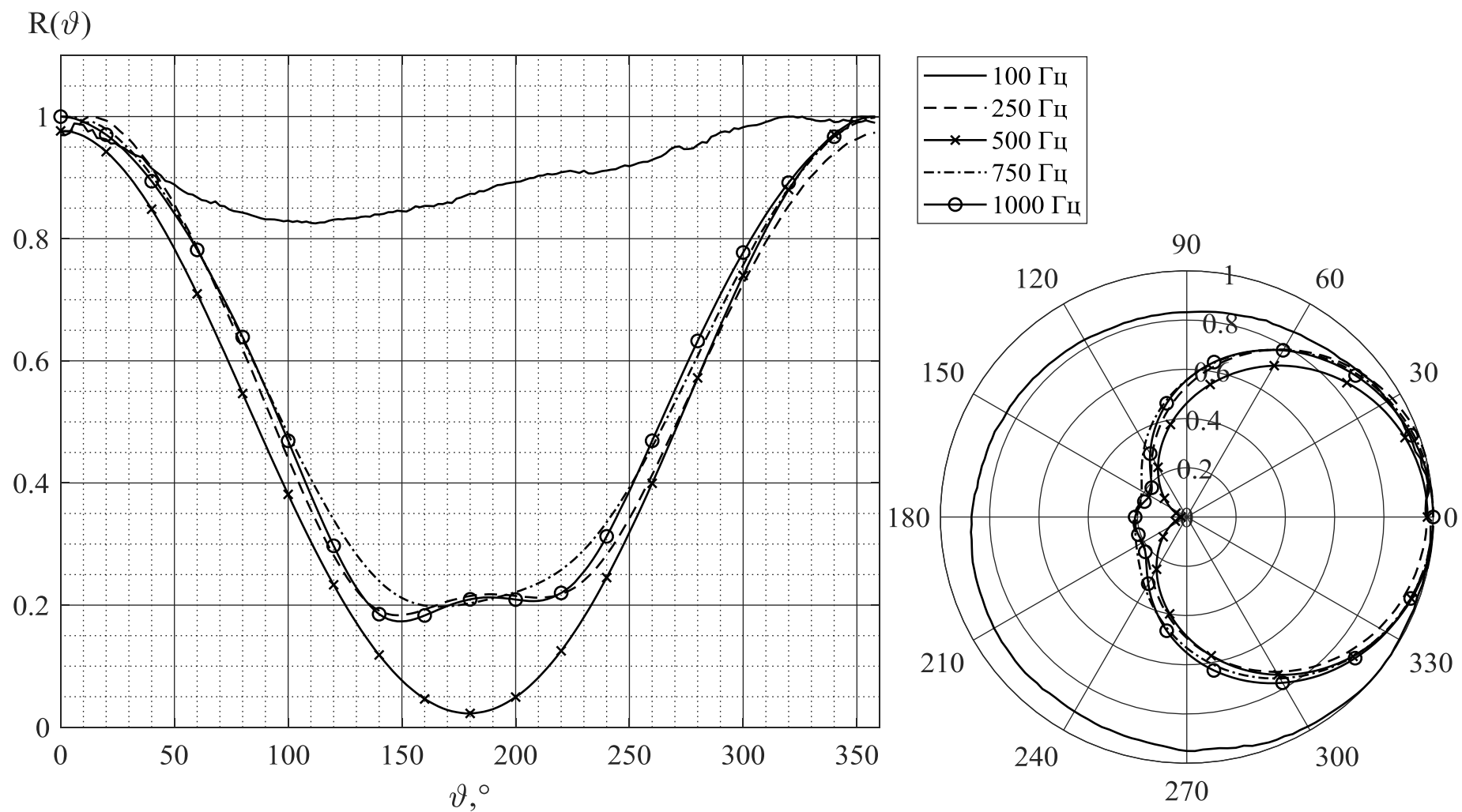


Рисунок 4.11 – Діаграми направленості мікрофона Groove Tubes GT50 у смузі частот

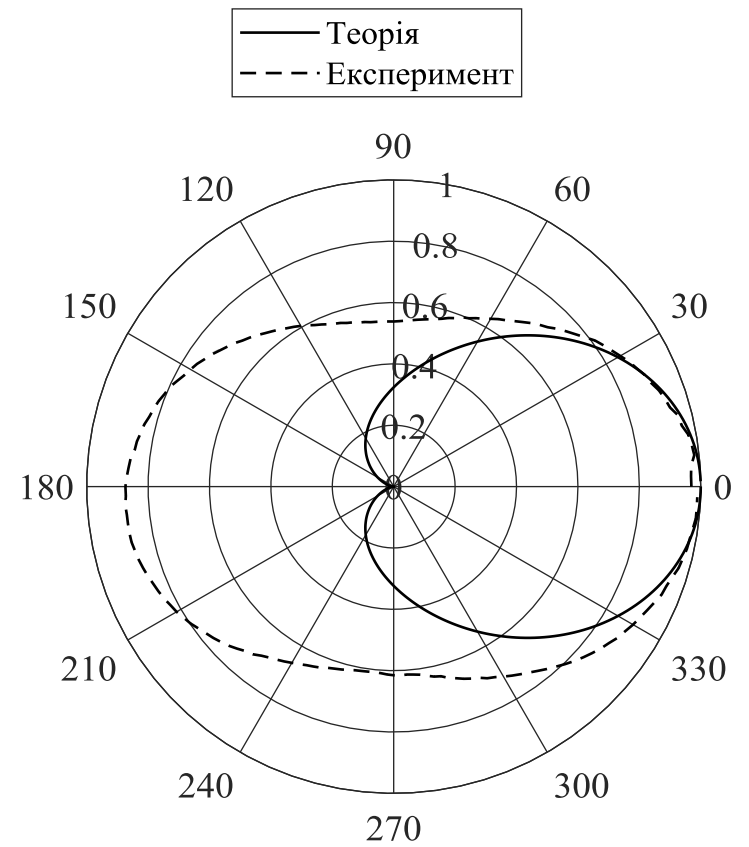
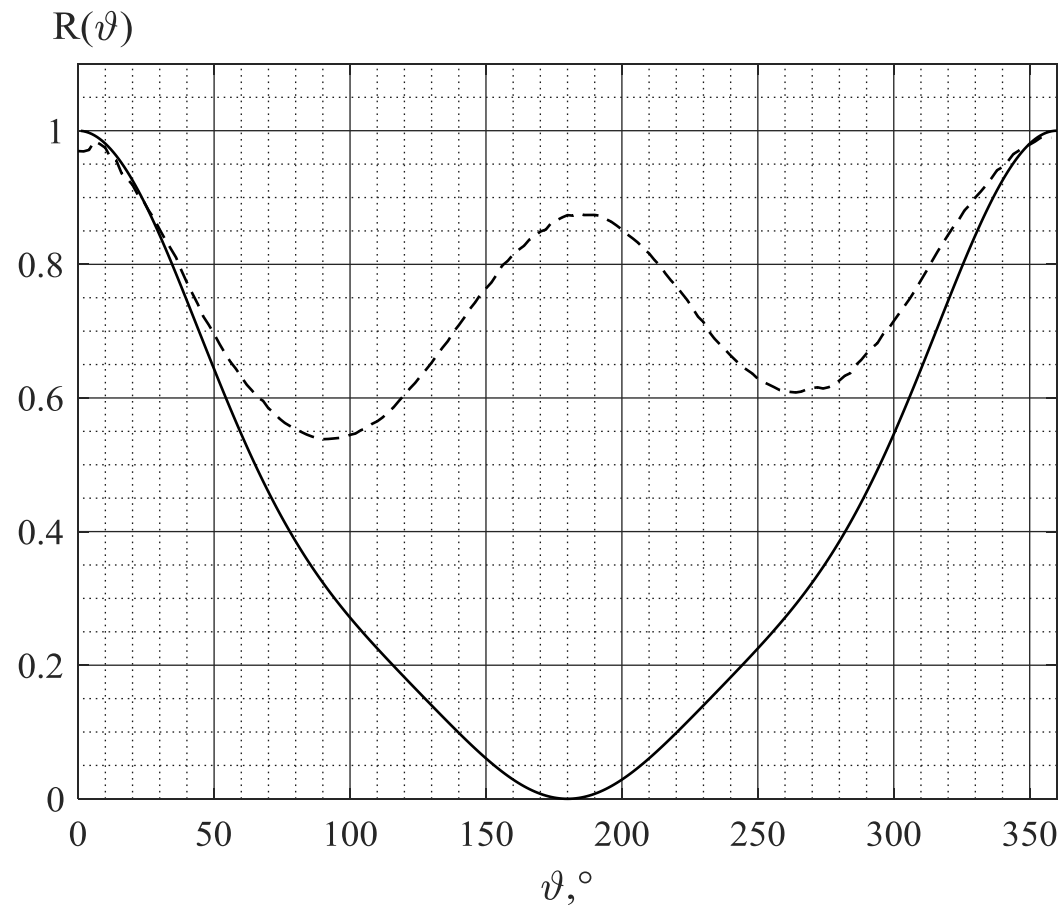


Рисунок 4.12 – Діаграми направленості ЛДАА з кардіоїдними елементами на частоті 100 Гц

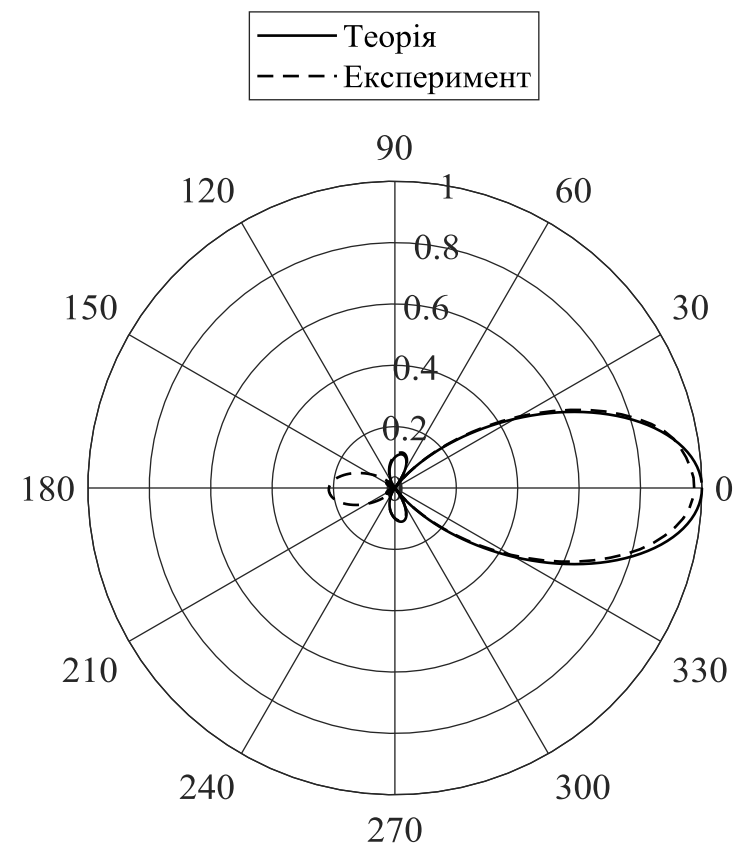
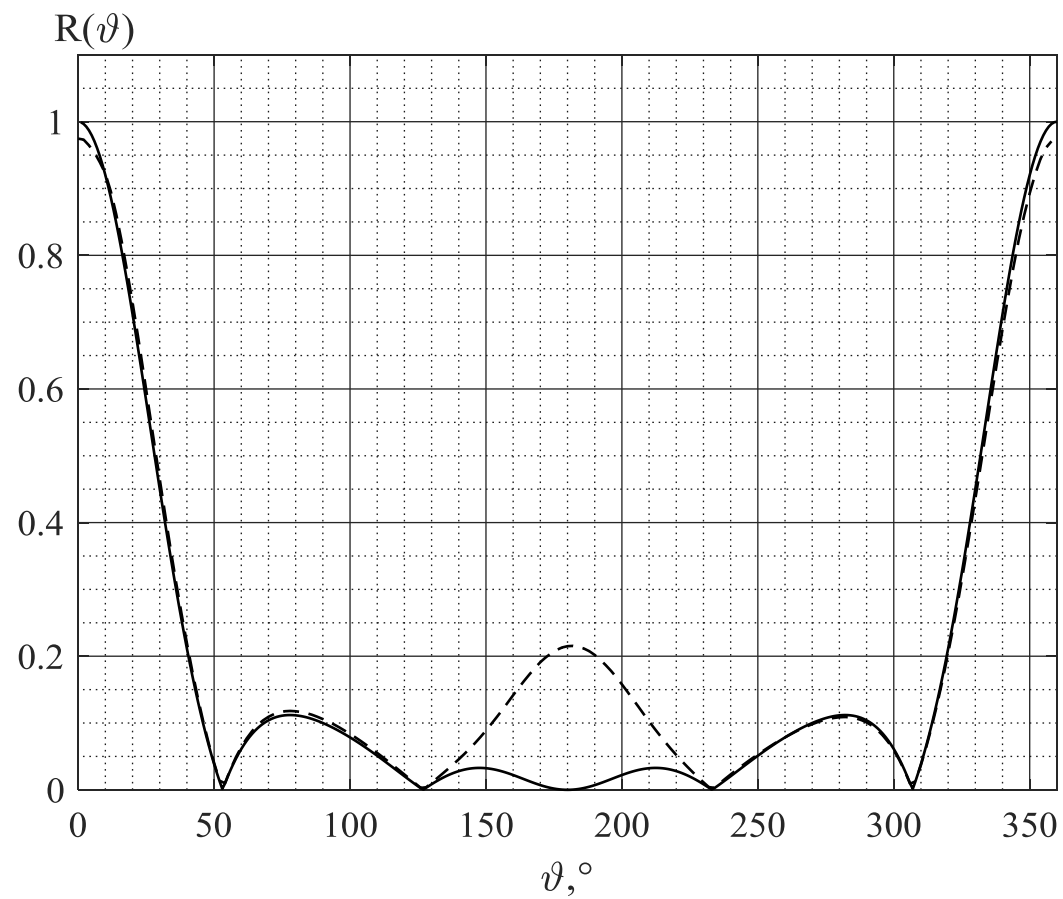


Рисунок 4.13 – Діаграми направленості ЛДАА з кардіоїдними елементами на частоті 250 Гц

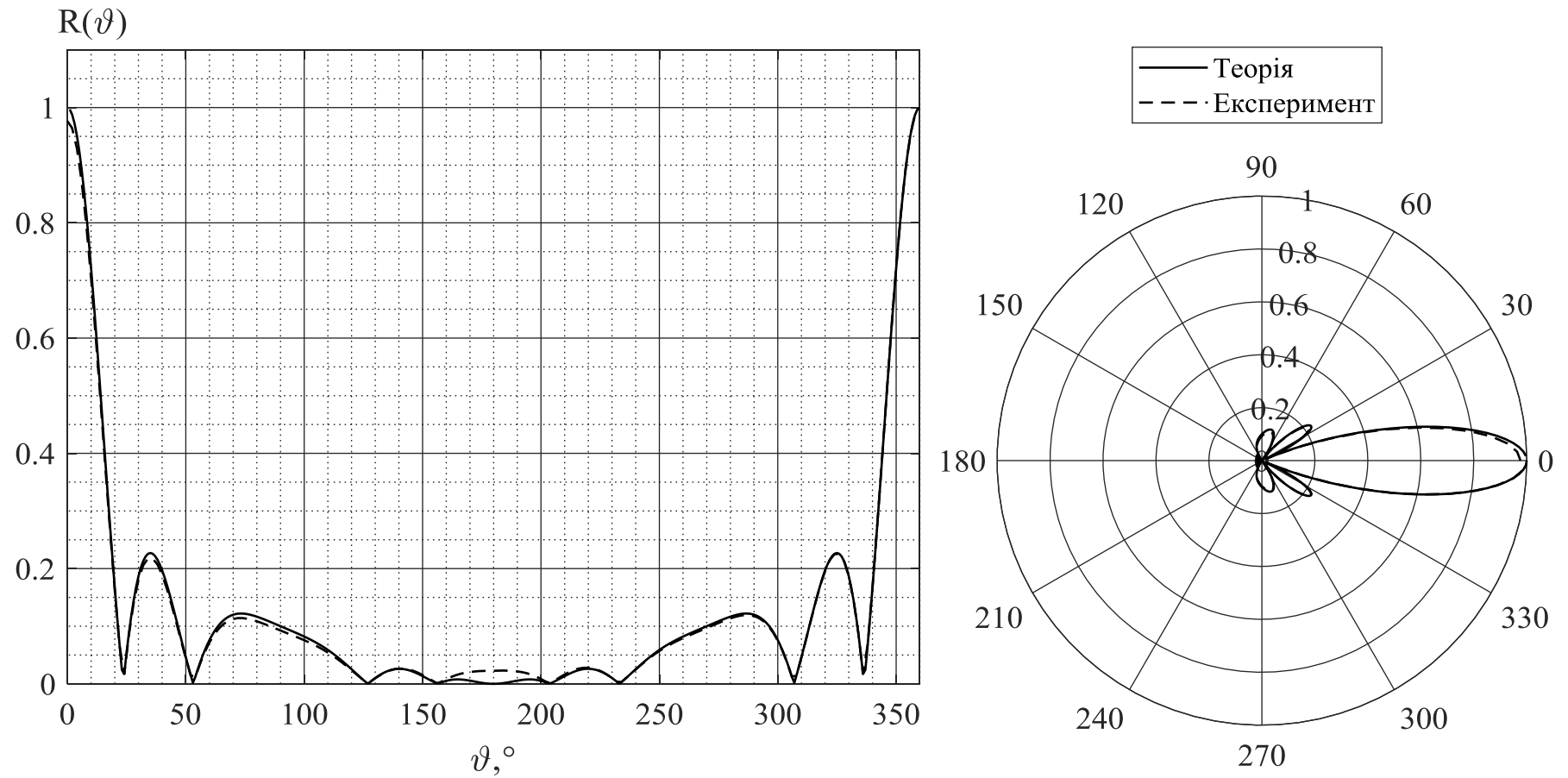


Рисунок 4.14 – Діаграми направленості ЛДАА з кардіоїдними елементами на частоті 500 Гц

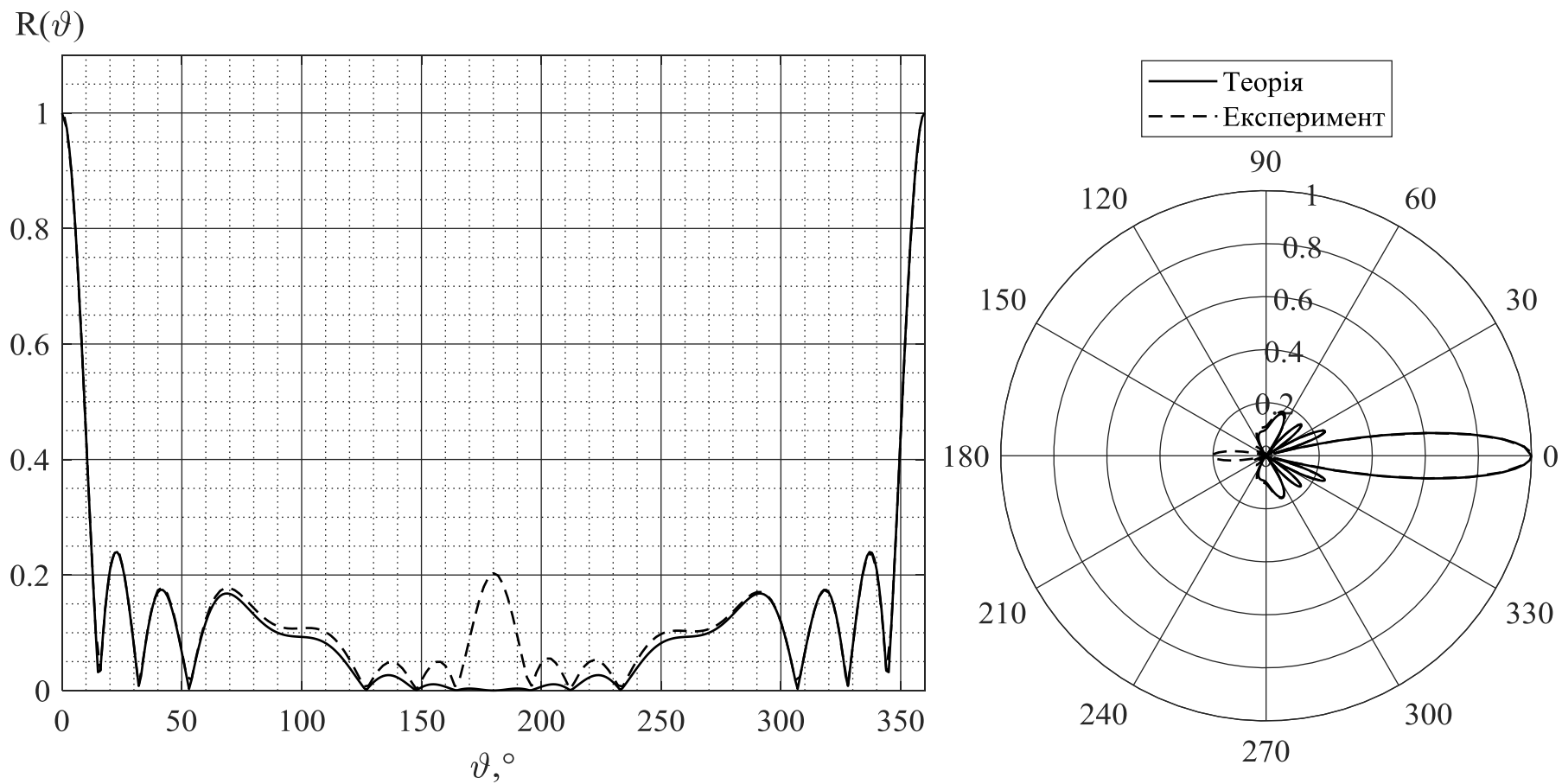


Рисунок 4.15 – Діаграми направленості ЛДАА з кардіоїдними елементами на частоті 750 Гц

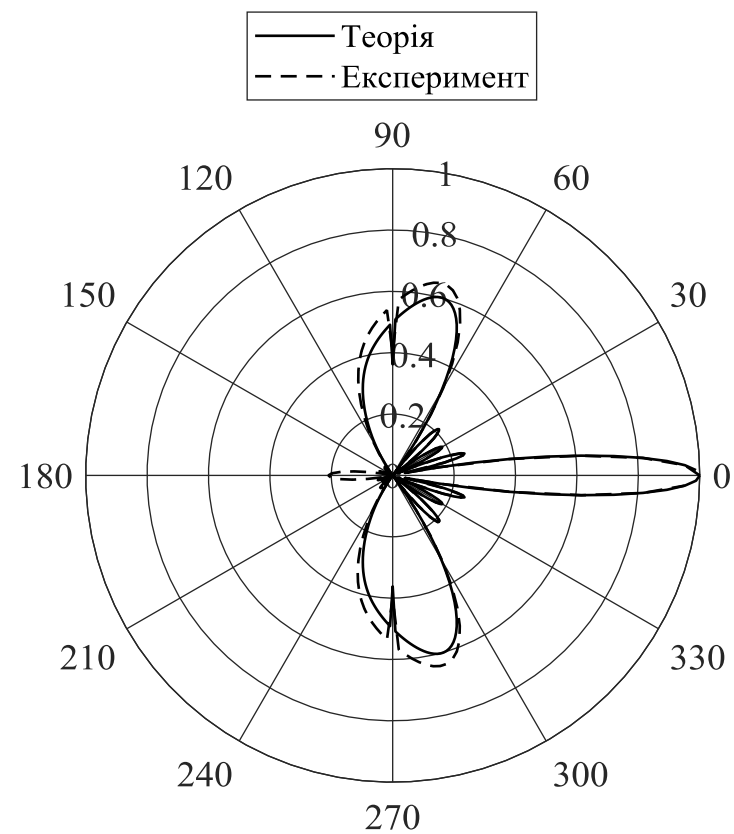
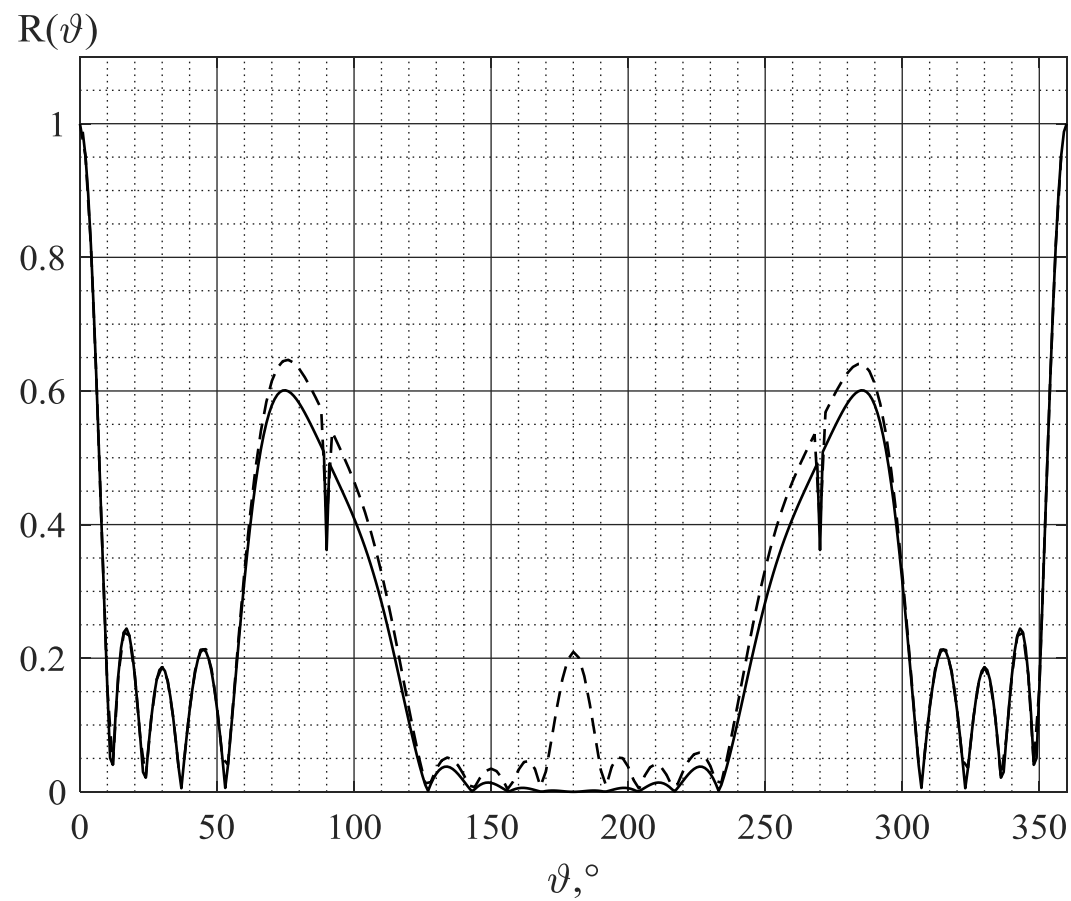


Рисунок 4.16 – Діаграми направленості ЛДАА з кардіоїдними елементами на частоті 1000 Гц

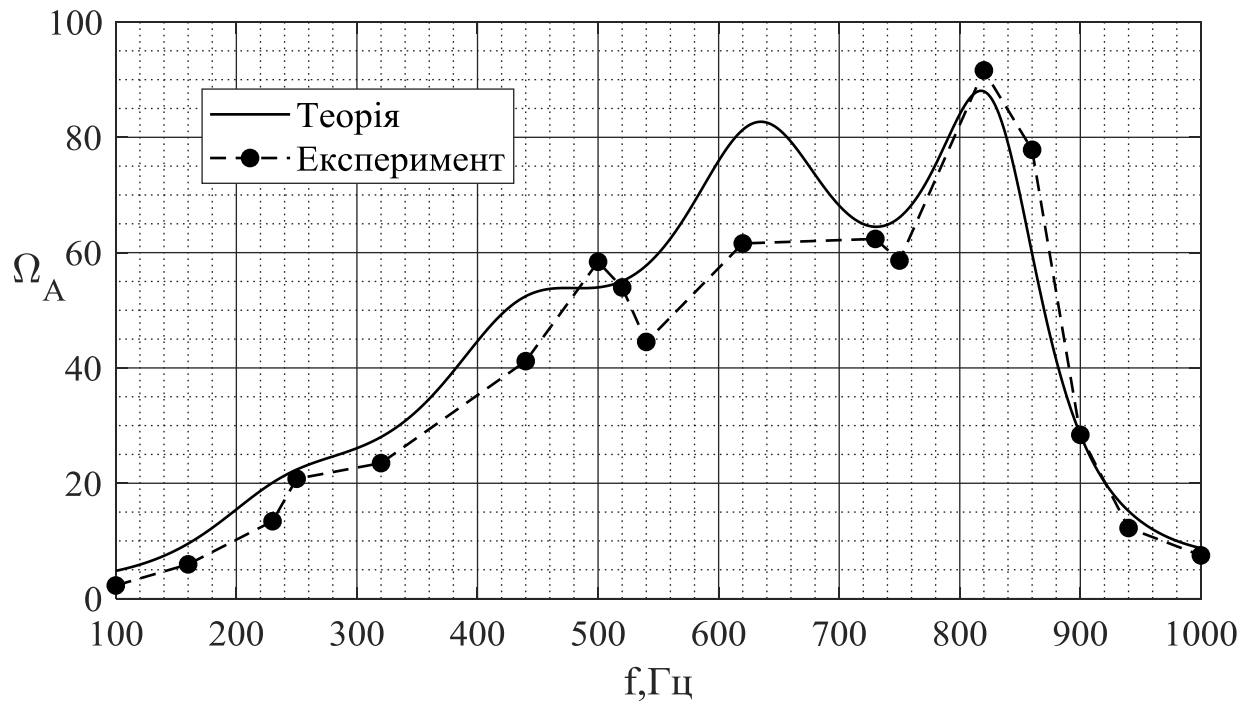


Рисунок 4.17 – Коефіцієнт завадостійкості ЛДАА з кардіоїдними приймачами (атмосферні шуми)

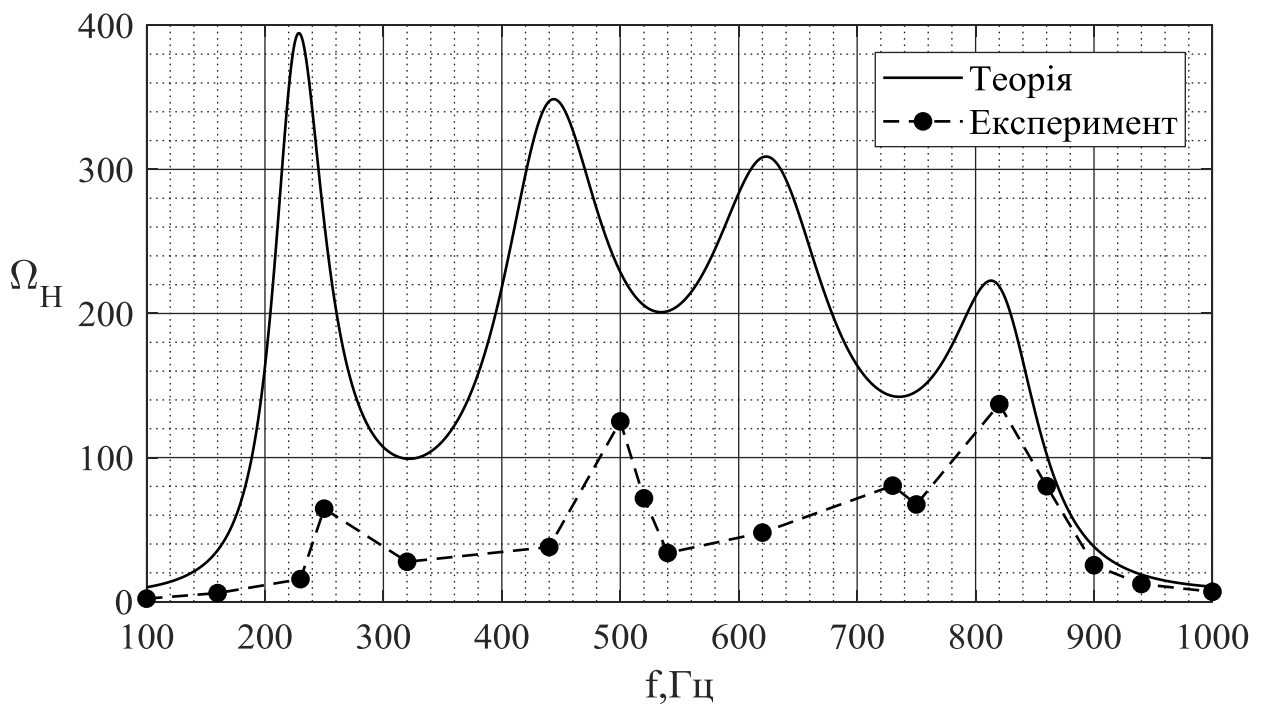


Рисунок 4.18 – Коефіцієнт завадостійкості ЛДАА з кардіоїдними приймачами (шум носія)

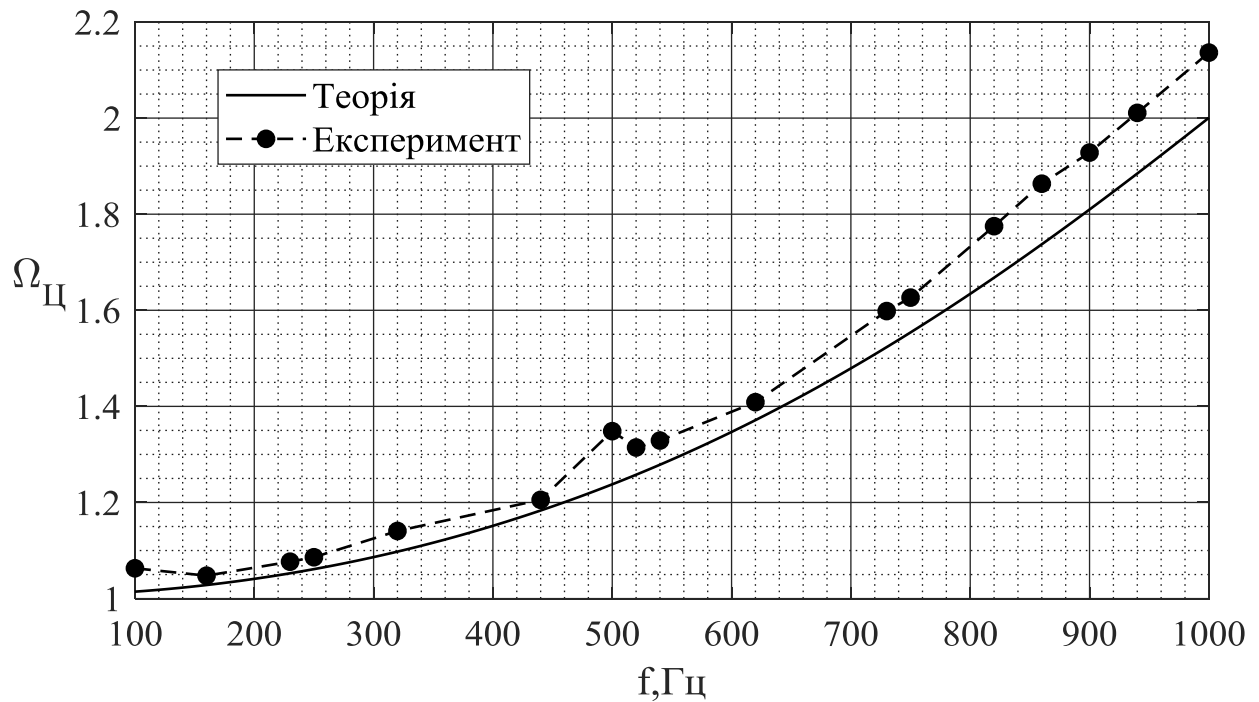


Рисунок 4.19 – Коефіцієнт завадостійкості ЛДАА з кардіоїдними приймачами (шум цілі)

Таблиця 4.2 – Числові характеристики діаграм направленості ЛДАА з кардіоїдними приймачами

Частота, Гц	100	250	500	750	1000
Параметр					
Ширина головного максимума $2\Delta\varphi_{0,707}$, °	110	40	20	16	10
Рівень бічного поля β , %	–	16	23	24	25
Рівень тильного максимуму, %	100	22	2,5	20	21
Рівень додаткового максимуму, %	–	–	–	–	65

4.4 Умови вимірювання діаграм направленості

При вимірюванні направлених характеристик акустичних приладів необхідно забезпечити ряд вимог, які стосуються як вимірювальних об'єктів, так і умов створення звукового поля.

Вимірювання необхідно проводити в умовах вільного поля (у якому є справедливим закон зворотних радіусів), а у випадку неможливості виконання такого можливо застосовувати імпульсний режим генерації поля замість неперервного [40]. Завдяки рознесенню у часі моментів прийому прямого та відбитого сигналів та стробуванню можливо зменшити вплив неідеальності поля на результати вимірювання. Типова структурна схема вимірювального стенду зображена на рисунку 4.20. На ньому зображені наступні елементи: ПК – персональний комп'ютер, ЗІ – звуковий інтерфейс у складі аналогово-цифрового (АЦП) та цифро-аналогового (ЦАП) перетворювачів, ПП – поворотний пристрій, 1 – підсилювач потужності, 2 – випромінювач, 3 – приймач, що вимірюється, 4 – попередній підсилювач, 5 – смуговий фільтр, 6 – осцилограф.

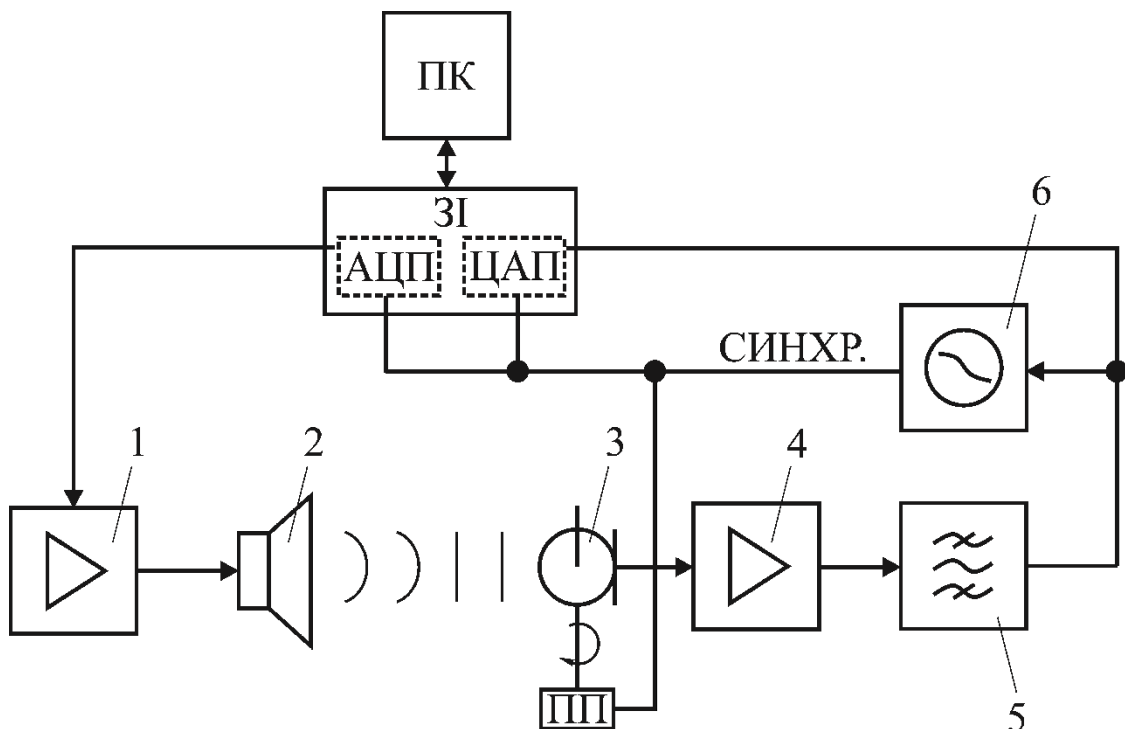


Рисунок 4.20 – Структурна схема експериментальної установки для вимірювання діаграм направленості

Оскільки характеристика направленості є поняттям дальнього поля, то вимірювання діаграм направленості проводять на відстані r , яка має задовольняти таким критеріям [38], [52]:

$$r \gg \frac{2D^2}{\lambda}; r \gg D; r \gg \lambda, \quad (4.12)$$

де D – найбільший габаритний розмір перетворювача, ХН якого вимірюється;

λ – довжина хвилі, що визначається робочим частотним діапазоном.

4.5 Висновки

1. Задача зниження впливу шуму носія на прийнятий сигнал дрону вирішується використанням у лінійній дискретній акустичній антені кардіоїдних приймачів замість ненаправлених. Це дозволяє знизити рівень сигналу, що надходить з тильного напрямку ЛДАА.
2. Розрахована антена складається із п'яти елементів, довжина бази рівна 1700 мм, розрахунковий робочий діапазон становить 250–500 Гц.
3. Межа дальнього поля складає 4,25 та 8,5 метрів для нижньої і верхньої частот діапазону відповідно. Вимірювання діаграм направленості прямими методами неможливе через відсутність вимірювального об'єму, що відповідає цим вимогам. Тому було проведено напівнатурний експеримент, за якого виміряно діаграми направленості кардіоїдного та ненаправленого елементів антени і обраховано за теоремою множення результуючі діаграми направленості усієї ЛДАА.
4. Діаграми направленості одиночних приймачів представлені на рисунках 4.2 та 4.11. Ненаправлений приймач має суттєву нерівномірність (більше 7 дБ) ДН на частотах 750 та 1000 Гц, що може пояснюватися неідеальною заглушеністю вимірювального простору. Кардіоїдний приймач втрачає односторонню направленість на частоті 100 Гц, що пояснюється можливим виходом із робочого діапазону приймача.

5. Спостерігається очікувана тенденція звуження головного максимуму ДН при збільшенні частоти та появі додаткових бічних максимумів на високій частоті (1000 Гц). При цьому для антени з ненаправленими приймачами рівень тильних максимумів становить 100% (коливається у околі цього значення через неідеальні ДН одиночних приймачів), а для антени з кардіоїдними приймачами не перевищує 22 % у діапазоні 250–1000 Гц, проте через втрату односторонньої направленості одиночним приймачем на частоті 100 Гц цей рівень стає 100 %. На частотах 250 і 500 Гц ширини головного максимуму ДН обох антен рівні та складають 40 і 20 градусів відповідно, що є задовільним результатом. Рівень бічного поля не перевищує 25 % для обох антен, рівень бічних максимумів на частоті 1000 Гц становить 86 для антени з ненаправленими приймачами та 65 для антени з направленими.
6. «Хвилястий» характер частотної залежності коефіцієнтів завадостійкості пояснюється зміною кількості пелюсток ДН при зміні числової величини відношення відстані між приймачами d до довжини хвилі λ .
7. Для ЛДАА з ненаправленими приймачами:
 - розрахований та виміряний коефіцієнти завадостійкості до атмосферних шумів (рис. 4.8) мають однаковий характер, проте відрізняються по величині (найбільша різниця складає близько 55 %);
 - розрахований та виміряний коефіцієнти завадостійкості до шумів носія (рис. 4.9) мають однаковий характер, проте відрізняються по величині (найбільша різниця складає близько 63 %);
 - розрахований та виміряний коефіцієнти завадостійкості до шуму цілі (рис. 4.10) мають однаковий характер і мало відрізняються по величині;
 - відмінність виміряних значень від теоретичних пояснюється неідеальністю ДН одиночного приймача у околі частоти 750 Гц.
8. Для ЛДАА з кардіоїдними приймачами:

- розрахований та виміряний коефіцієнти завадостійкості до атмосферних шумів (рис. 4.17) мають однаковий характер і мало відрізняються по величині;
 - розрахований та виміряний коефіцієнти завадостійкості до шумів носія (рис. 4.18) мають однаковий характер, проте суттєво відрізняються по величині (найбільша різниця складає близько 80 %);
 - розрахований та виміряний коефіцієнти завадостійкості до шуму цілі (рис. 4.19) мають однаковий характер і мало відрізняються по величині;
 - відмінність виміряних та теоретичних значень коефіцієнту завадостійкості до шуму цілі пояснюється ненульовим значенням ДН реального приймача у напрямку 180 градусів, яке на частоті 100 Гц стає рівним одиниці.
9. Величини виміряних коефіцієнтів завадостійкості обох антен співвідносяться між собою наступним чином:
- коефіцієнт завадостійкості до атмосферних шумів для антени з кардіоїдними приймачами однаковий з цим самим для антени з ненаправленими приймачами на низьких частотах через неідеальність приймачів, яка спричиняє втрату однонаправленості, проте стає вищий зі збільшенням частоти, де ДН стає однонаправленою;
 - коефіцієнт завадостійкості до шуму носія на низьких частотах однаковий для обох видів антен, проте у діапазоні, де зберігається одностороння направленість антени з кардіоїдними приймачами, стає вищим для неї у декілька разів;
 - коефіцієнт завадостійкості до шуму цілі є однаково низьким для обох видів антен та несуттєво підвищується при збільшенні частоти.

РОЗДІЛ 5

РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП ПРОЕКТУ

5.1 Опис ідеї товару

Таблиця 5.1 – Опис ідеї стартап-проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Пристрій, що дозволяє споживачу виявляти безпілотні літальні апарати	Охоронна галузь	Вітчизняне рішення, яке доступне за вигідною ціною, безпосередня близькість до установ технічного обслуговування приладу, консультативного забезпечення персоналу

Таблиця 5.2 – Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту

№ п/п	Техніко-економічні характеристики ідеї	(Потенційні) концепції конкурентів			W	N	S
		Мій проект	Конкурент 1	Конкурент 2			
1.	Вартість	низька	вища	найвища			+
2.	Наявність захисту від шуму носія	наявна	наявна	відсутня		+	
3.	Технічна підтримка на території України	наявна	відсутня	відсутня			+

5.2 Технологічний аудит ідеї проекту

Таблиця 5.3 – Технологічна здійсненність ідеї проекту

№ п/п	Ідея проекту	Технології її реалізації	Наявність технологій	Доступність технологій
1.	Проектні роботи	Виготовлення документації	Наявна	Доступна

Продовження таблиці 5.3

2.	Виготовлення апаратної частини	Виготовлення корпусних деталей, виготовлення друкованих плат, монтажні роботи, налаштування та запуск приладу	Відсутня	Доступна
3.	Написання програмного забезпечення	Наявність відповідного апаратного та програмного забезпечення	Відсутня	Доступна
4.	Калібрування та верифікація	Вимірювальна апаратура, персонал	Відсутня	Доступна
Обрана технологія реалізації ідеї проекту: можливо реалізувати ідею, за умови відшукування реального виконавця п.2–4				

5.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

Таблиця 5.4 – Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту

№ п/п	Показники стану ринку (найменування)	Характеристика
1.	Кількість головних гравців, од	8
2.	Загальний обсяг продаж, грн/ум.од	1 000 000
3.	Динаміка ринку (якісна оцінка)	Стагнує
4.	Наявність обмежень для входу	Немає
5.	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Відповідність стандартам на вимірювальну апаратуру
6.	Середня норма рентабельності в галузі (або по ринку), %	10 %
Ринок не є привабливим для входження, оскільки існують труднощі, пов'язані із стандартизацією.		

Таблиця 5.5 – Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія	Відмінності у поведінці різних цільових груп	Вимоги споживачів до товару
1.	Виявлення та пеленгування безпілотного літального апарату	Охорона: аеропортів, в'язниць, військових об'єктів, критичної інфраструктури (атомні станції газів сховища і т. д.);	Мінімальні відмінності, приватна охорона потребує менших	Висока імовірність правильного виявлення, висока точність

Продовження таблиці 5.5

		приватна охорона; безпека під час масових заходів	апаратних засобів	визначення положення
--	--	---	----------------------	-------------------------

Таблиця 5.6 – Фактори загроз

№ п/п	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1.	Конкуренти	Поява на вітчизняному ринку нових компаній	Підвищення рекламних кампаній
2.	Зміна рівня інфляції	Збільшення вартості ком- плектуючих у національній валюті і як наслідок – збільшення вартості кін- цевого продукту	В умовах вітчизняної монополії – ігнорування, за наявності конкурентів – пошук платоспроможних клієнтів
3.	Нормативно- правові акти	Підвищення рівня стандар- тизації продукції	Освоєння фахівцями нових стандартів

Таблиця 5.7 – Фактори можливостей

№ п/п	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1.	Розширення ринку	Низька ціна спричиняє більшу конкурентоспроможність за кордоном	Збільшення обсягів виробництва
2.	Участь у міжнародних виставках	Можливість показати роботу приладу потенційним клієнтам	Відрядження команди реklamних агентів та технічних консультантів

Таблиця 5.8 – Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства
Тип конкуренції: олігополія	На ринку представлена невелика кількість потужних компаній	Необхідність моніторингу економічних рішень конкурентів
За рівнем конкурентної боротьби: міжнародний	Конкуренти знаходяться за кордоном	Необхідно виходити на міжнародні ринки

Продовження таблиці 5.8

За галузевою ознакою: внутрішньогалузева	Боротьба між компаніями, що працюють в одній галузі	Моніторинг інновативних рішень конкурентів
Конкуренція за видами товарів: товарно-видова	Конкуренти виробляють схожі товари, що задовольняють одну і ту ж потребу	Збільшення якості продукції
За характером конкурентних переваг: цінова	Зниження ціни до більш низької відносно конкурентів	Зниження витрат на виробничі процеси
За інтенсивністю: не марочна	Роль торгової марки незначна	Відсутня потреба у рекламі марки

Таблиця 5.9 – Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти	Постачальники	Клієнти	Товари-замінники
Складові аналізу	DroneShield ctrl+sky ORELIA	Ефект масштабу, державне регулювання економіки, інтелектуальна власність, науково-дослідні та дослідно-конструкторські роботи	Постачальники комплектуючих є взаємозамінними	Контроль якості	Нові можливості радіолокаційних та оптичних систем
Висновки:	Висока інтенсивність конкурентної боротьби	Можливості для входу є, проте наявні зарубіжні конкуренти	Постачальники не диктують умови роботи на ринку	Клієнтам необхідне підвищення технічних характеристик, що вимагає НДДКР	Відсутні обмеження

Висновок: можливість виходу на ринок за даного рівня конкуренції є можливою за умови забезпечення високої якості приладів та проведенні дослідних робіт з метою покращення конкурентної ситуації.

Таблиця 5.10 – Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування
1.	Сервісна політика	Перевага у наявності сервісного обслуговування безпосередньо в Україні
2.	Фактор умов експлуатації товару	Підвищення строку експлуатації
3.	Фактор новизни товару	В Україні відсутні товари такого виду

Таблиця 5.11 – Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін стартап-проекту

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Бали 1-20	Рейтинг товарів-конкурентів						
			-3	-2	-1	0	1	2	3
1.	Сервісна політика	20	+						
2.	Фактор умов експлуатації товару	10		+					
3.	Фактор новизни товару	15				+			

Таблиця 5.12 – SWOT-аналіз стартап-проекту

Сильні сторони: порівняно низька вартість, наявність	Слабкі сторони: необхідність проведення постійних дослідних робіт
Можливості: вихід на вітчизняний ринок монополістами	Загрози: інноваційні відкриття в суміжних галузях-замінниках

Таблиця 5.13 – Альтернативи ринкового впровадження стартап-проекту

№ п/п	Альтернатива ринкової поведінки	Ймовірність отримання ресурсів	Строки реалізації
1.	Диференціація можливостей продукту	0,9	3 роки
2.	Задоволення індивідуальних потреб замовника	0,9	1 рік
3.	Зниження затрат на виробництво	0,5	2 роки

Висновок: оскільки прилад не є продукцією широкого вжитку, то обираємо другу альтернативу.

5.4 Розроблення ринкової стратегії проекту

Таблиця 5.14 – Вибір цільових груп потенційних споживачів

№ п/п	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів сприйняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу в сегмент
1.	Охорона установ	Готові	високий	висока	середня
2.	Приватна охорона	Готові	середній	низька	середня
Які цільові групи обрано: вибрано обидві групи					

На основі обраних груп клієнтів визначаємо стратегію диференційованого маркетингу.

Таблиця 5.15 – Визначення базової стратегії розвитку

№ п/п	Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкуренто-спроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Базова стратегія розвитку
1.	Задоволення індивідуальних потреб замовника	Диференційований маркетинг	Можливість відносно швидкого задоволення індивідуальних потреб клієнта	Стратегія диференціації

Таблиця 5.16 – Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

№ п/п	Чи є проект «першопрохідцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента і які?	Стратегія конкурентної поведінки
1.	Ні	В Україні – пошук нових, за кордоном – забирати у конкурентів	Характеристики вимірювального приладу даного типу очевидні і однакові	Оборонна стратегія

Таблиця 5.17 – Визначення стратегії позиціонування

№ п/п	Вимоги до товару цільової аудиторії	Базова стратегія розвитку	Ключові конкуренто-спроможні позиції власного стартап-проекту	Вибір асоціацій, які мають сформулювати комплексну позицію власного проекту
1.	Висока імовірність правильного виявлення, висока точність визначення положення	Стратегія диференціації	Задоволення індивідуальних потреб замовника при нижчій, ніж у конкурентів, ціні	Можливе задоволення індивідуальних потреб, наявність сервісного обслуговування

5.5 Розроблення маркетингової програми стартап-проекту

Таблиця 5.18 – Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№ п/п	Потреба	Вигода, яку пропонує проект	Ключові переваги, перед конкурентами
1.	Виявлення та пеленгування безпілотного літального апарату	Задоволення індивідуальних потреб	Низька ціна та доступність сервісної підтримки

Таблиця 5.19 – Опис трьох рівнів моделі товару

Рівні послуги	Сутність та складові		
1. Товар за задумом	Прилад, що дозволяє виявляти та пеленгувати безпілотний літальний апарат		
2. Товар у реальному виконанні	Властивості/ характеристики	М/Нм	Вр/Тх/Тл/Е/Ор
	1. Виявлення БЛА	М	Тх
	2. Пеленгування БЛА	М	Тх
	3. Відслідковування в режимі реального часу траєкторії польоту БЛА	М	Тх
	4. Можлива автономність роботи (без оператора, проте з обмеженим функціоналом)	М	Е
	5. Віддалене сповіщення за зручними для замовника каналами зв'язку	Нм	Е
	6. Відповідність ROHS	М	Тл
	Якість: відповідність нормативним документам на вимірювальні прилади		
	Пакування: пакування в розібраному вигляді складових частин системи		
Марка: «Анти-дрон (підклас виробу)»			
3. Товар із підкріпленням	Якість на основі сертифікатів відповідності		
	Сервісне обслуговування		
За рахунок чого потенційний товар буде захищено від копіювання: патенти на основні впроваджених технічних рішень, вбудований захист програмного забезпечення			

Таблиця 5.20 – Визначення меж встановлення цін

№ п/п	Рівень цін на товари-замінники	Рівень цін на товари-аналоги	Рівень доходів цільової групи споживачів	Верхня та нижня межі встановлення ціни на послугу
1.	\$3000–5000 /шт.	\$2500–3000 /шт.	\$50 000 – 500 000 /міс.	\$1500–2000 /шт.

Таблиця 5.21 – Формування системи збуту

№ п/п	Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів	Функції збуту, які має виконувати постачальник товару	Глибина каналу збуту	Оптимальна система збуту
-------	---	---	----------------------	--------------------------

Продовження таблиці 5.21

1.	Покупка однієї одиниці товару для кожного конкретного покупця з можливим розширенням її функціоналу або покупкою додаткового обладнання	Пакування, супроводження товару, передача товару замовнику	Напрямую	Традиційна
----	---	--	----------	------------

Таблиця 5.22 – Концепція маркетингових комунікацій

№ п/п	Специфіка поведінки цільових клієнтів	Канали комунікацій, якими користуються цільові клієнти	Ключові позиції, обрані для позиціонування	Завдання рекламного повідомлення	Концепція рекламного звернення
1.	Консерватор	Інтернет, наукові конференції, профільні виставки	Ціна та індивідуальний підхід з урахуванням відповідності нормативним документам	Показати доступність товару та індивідуальність виконання замовлення	Зображення конкретних матеріалів та результатів

5.6 Висновки

На основі [53] було розроблено стартап-проект по темі магістерської дисертації. З аналізу результатів цього розроблення, що наведені у таблицях 5.1–5.22, можна зробити наступні висновки:

1. Наявна можливість ринкової комерціалізації проекту, оскільки є попит на прилади, які дозволяють проводити охоронні заходи від несанкціонованих втручань у приватні справи за допомогою дронів.
2. Існують певні проблеми щодо бар'єру входження, оскільки необхідно забезпечити відповідність нормативним документам, у яких висунуто вимоги підвищеної складності реалізації, оскільки апаратура належить до

класу вимірювальної. Також є необхідністю проведення масштабних науково-дослідних робіт з метою удосконалення існуючого товару.

3. Цільовою групою споживачів є державні та приватні підприємства охоронної сфери.
4. Конкуренція на ринку в Україні відсутня, проте за кордоном існує ряд компаній, які вже захопили велику частку ринку та мають постійних клієнтів.
5. Конкурентоспроможність досягається відносно низькою вартістю товару та індивідуальністю клієнтського підходу.
6. Імплементация є доцільною, оскільки темпи розвитку безпілотних літальних апаратів широкого вжитку збільшуються.

ВИСНОВКИ

За результатами проведеного дослідження зробимо наступні висновки:

1. Було визначено основні співвідношення для розрахунку коефіцієнтів завадостійкості акустичної антени до полей ізотропних та анізотропних завад.
2. З метою визначення робочого діапазону акустичних антен було виміряно шумові характеристики цілі – макету безпілотного літального апарату мультикоптерного типу в лабораторних умовах. Характерною особливістю спектру його акустичного випромінювання є наявність дискретних компонент у діапазоні 100–1000 Гц.
3. Було обчислено лінійні розміри та діаграми направленості двох інтерференційних акустичних антен, які містять ненаправлені та кардіоїдні приймачі. Останні використовують комбінаційні принципи формування просторової вибіркості з використанням перетворювачів тиску та градієнту тиску (коливальної швидкості).
4. Виміряно діаграми направленості й коефіцієнти завадостійкості розрахованих антен. Обчислення свідчать про відповідність теоретичних припущень результатам вимірювань у межах допустимих похибок, які визначаються відхиленням діаграм направленості елементів антен від їх номінальних значень у заданому діапазоні частот.
5. В результаті вимірювань показано, що антена з приймачами кардіоїдного типу характеризується більш високою завадостійкістю до анізотропних шумів носія відносно антени з ненаправленими приймачами тиску.
6. Надано наступні рекомендації:
 - у випадку встановлення антени на носієві, який є джерелом небажаного акустичного випромінювання, необхідно використовувати приймачі з кардіоїдною характеристикою направленості задля зниження рівня тильного максимуму;

- розрахунок коефіцієнту завадостійкості до поля ізотропних завад, якими є шуми атмосфери, проводити у відповідності до розрахунку коефіцієнту осьової концентрації;
- розрахунок коефіцієнту завадостійкості до поля анізотропних завад, якими є шуми носія та сигнал цілі, проводити на основі діаграм направленості у кутовому секторі знаходження джерела завади;
- вимірювання коефіцієнтів завадостійкості проводити непрямыми методами через вимірювання діаграм направленості акустичної антени.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. DroneUA [Electronic resource]: [Website]. – URL: <http://drone.ua/>
2. Cho, R. (2017). How Drones are Advancing Scientific Research. Retrieved from <https://blogs.ei.columbia.edu/2017/06/16/how-drones-are-advancing-scientific-research/>
3. Gregory, D. (2012). From a View to a Kill: Drones and Late Modern War. *SAGE Journals*, 28(7–8), pp. 188–215. <https://doi.org/10.1177/0263276411423027>
4. Karaca, Y., Cicek, M., Tatli, O., Sahin, A., Pasli, S., Beser, M. F. and Turedi, S. (2018). The potential use of unmanned aircraft systems (drones) in mountain search and rescue operations. *The American journal of emergency medicine*, 36(4), pp. 583–588. <https://doi.org/10.1016/j.ajem.2017.09.025>
5. Hassanalain, M. and Abdelkefi, A. (2017). Classifications, applications, and design challenges of drones: A review. *Progress in Aerospace Sciences*, 91, pp. 99–131. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2017.04.003>
6. Baraniuk, Ch. (2015). The no-drone zone: How to stop UAVs spying on us from above. *New Scientist*, 3019. Retrieved from <https://www.newscientist.com/article/dn27429-the-no-drone-zone-how-to-stop-uavs-spying-on-us-from-above/>
7. Hassan A (2016). DIY Drone: How to Build a Quadcopter, Part 1. Retrieved from <https://maker.pro/custom/projects/diy-quadcopter-tutorial>
8. AARONIA DRONE DETECTOR [Electronic resource]: [Website]. – URL: <https://www.aaronia.com/products/solutions/Aaronia-Drone-Detection-System/>
9. ORELIA DRONE-DETECTOR [Electronic resource]: [Website]. – URL: <http://www.drone-detector.com/en/>
10. DEDRONE DRONETRACKER [Electronic resource]: [Website]. – URL: <https://www.dedrone.com/>
11. DRONE LABS LLC DRONE DETECTOR [Electronic resource]: [Website]. – URL: <http://dronedetector.com/>
12. CERBAIR [Electronic resource]: [Website]. – URL: <https://www.cerbair.com/>

13. BLACK SAGE TECHNOLOGIES BST-UAVX [Electronic resource]: [Website]. – URL: <https://www.blacksagetechn.com/>
14. DroneShield [Electronic resource]: [Website]. – URL: www.droneshield.com
15. Advanced Protection Systems. Ctrl+Sky [Electronic resource]: [Website]. – URL: <http://apsystems.tech/en/>
16. Справочник по гидроакустике / под ред. А. Е. Колесникова. Ленинград : Судостроение, 1982. 344 с.
17. Шоцкий Б.И. Проектирование гидролокаторов. Методические указания к курсовому и дипломному проектированию по курсу "Гидроакустические устройства" для студентов специальности 0610 всех форм обучения, часть 2. Киев : КПИ, 1984. 47 с.
18. Кабушка Я. В., Зотько А. С., Коржик А. В., Кандрачук И. В. Дальность обнаружения малых воздушных объектов наземной системой шумопеленгования. *Мікросистеми, Електроніка та Акустика*. 2018. №5. С. 48–56.
19. Sedunov, A., Salloum, H., Sutin, A. and Sedunov, N. (2018). UAV Passive Acoustic Detection. *2018 IEEE International Symposium on Technologies for Homeland Security (HST)*, 23–24 Oct. 2018. <https://doi.org/10.1109/THS.2018.8574129>
20. Sedunov, A. (2016). Real-time time difference of arrival estimation for moving wideband acoustic sources. *The Journal of the Acoustical Society of America, Proc. Mtgs. Acoust.* 29, 055006. <https://doi.org/10.1121/2.0000815>
21. Ferguson, B. G. and Lo, K. W. (1999). Passive wideband cross correlation with differential Doppler compensation using the continuous wavelet transform. *The Journal of the Acoustical Society of America* 106, 3434. <https://doi.org/10.1121/1.428197>
22. Sutin, A., Salloum, H., Sedunov, A. and Sedunov, N. (2013). Acoustic Detection, Tracking and Classification of Low Flying Aircraft. *2013 IEEE International Conference on Technologies for Homeland Security (HST)*. <https://doi.org/10.1109/THS.2013.6698990>

23. Knapp, C. and Carter, G. (1976). The generalized correlation method for estimation of time delay. *IEEE Transactions on Acoustics, Speech, and Signal Processing*, 24(4), pp. 320–327. <https://doi.org/10.1109/TASSP.1976.1162830>
24. Van Den Broeck, B., Bertrand, A., Karsmakers P., Vanrumste, B., Van Hamme, H. and Moonen, M. (2012). Time-domain generalized cross correlation phase transform sound source localization for small microphone arrays. *2012 5th European DSP Education and Research Conference (EDERC)*. <https://doi.org/10.1109/EDERC.2012.6532229>
25. Clair, V. and Gabard, G. (2015) Computational study of the spectral broadening of an acoustic tone by turbulence. *22nd International Congress on Sound and Vibration, Italy. 12 - 16 Jul 2015*.
26. Harvey, B. and O'Young, S. (2018). Acoustic Detection of a Fixed-Wing UAV. *Drones*, 2(1). <https://doi.org/10.3390/drones2010004>
27. Pham, T. and Srour N. (2004). TTCP AG-6: acoustic detection and tracking of UAVs. *Unattended/Unmanned Ground, Ocean, and Air Sensor Technologies and Applications VI*, 5417. <https://doi.org/10.1117/12.548194>
28. Kim, J., Park, C., Ahn, J., Ko, Y., Park, J. and Gallagher, J. C. (2017). Real-time UAV sound detection and analysis system. *2017 IEEE Sensors Applications Symposium (SAS), 13-15 March 2017*. <https://doi.org/10.1109/SAS.2017.7894058>
29. Костюк Р. Ю., Козак А. В., Ларін П. М. Розробка мікрофонного тракту для систем повітряної шумопеленгації. *X Міжнародна науково-технічна конференція молодих вчених «Електроніка–2017»* : матеріали міжнар. наук.-техн. конф., м. Київ, 25–27 квітня 2017 р. Київ, 2017. С. 27–30.
30. Козак А. В., Ларін П. М., Костюк Р. Ю., Коржик О. В. Імітаційне моделювання вимірювача інтенсивності звуку в задачах шумопеленгування. *Електронна та акустична інженерія*. 2018. №1. С. 27–33.
31. Ларін П. М., Козак А. В., Костюк Р. Ю. Пристрій пеленгування безпілотних літальних апаратів у програмному середовищі LabView. *XI Міжнародна*

науково-технічна конференція молодих вчених «Електроніка–2018» : матеріали міжнар. наук.-техн. конф., м. Київ, 3–5 квітня 2018 р. Київ, 2018. С. 74–78.

32. Козак А. В., Ларін П. М., Костюк Р. Ю. Пристрій виявлення безпілотних літальних апаратів у програмному середовищі LabView. *XI Міжнародна науково-технічна конференція молодих вчених «Електроніка–2018»* : матеріали міжнар. наук.-техн. конф., м. Київ, 3–5 квітня 2018 р. Київ, 2018. С. 78–81.
33. Способ и устройство акустического обнаружения и распознавания летательных аппаратов: пат. 2 589 290 Россия: МПК G01S 3/80 (2006.01). № 2015106192/28; заявл. 24.02.2015; опубл. 10.07.2016, Бюл. № 19. 16 с.
34. Hearing, B. and Franklin, J. (2016). Drone detection and classification methods and apparatus. *United States Patent No. US 9,275,645 B2*.
35. Мультикомпонентна векторна акустична антена пристроїв виявлення та пеленгування: пат. 132160 Україна: МПК G01S 3/808 (2006.01). № u201809649; заявл. 26.09.2018; опубл. 11.02.19, бюл. № 3/2019. 3 с.
36. Скребнев Г. К. Комбинированные гидроакустические приемники. Санкт-Петербург. : Элмор, 1997. 200 с.
37. Смаришев М. Д. Направленность гидроакустических антенн. Ленинград: Судостроение, 1973. 278 с.
38. Справочник по технической акустике: Пер. с нем. / под ред. М. Хекла, Х. А. Мюллера. Ленинград : Судостроение, 1980. 329 с.
39. ГОСТ 26568–85. Вибрация. Методы и средства защиты. Классификация. [Действителен от 1987-01-01]. Изд. офиц. Москва, 1987. 11 с. (Информация и документация).
40. Дідковський В. С., Коржик О. В., Лейко О. Г. Шуми і вібрації : Підручник. Київ : Вища школа, 2010. 334 с.
41. Ситников Д. В., Бурьян Ю. А., Русских Г. С. Система управления движением мультикоптера. *Авиационная и ракетно-космическая техника*. 2012. С. 33–37.

42. PHANTOM 4 PRO. User's Manual [Electronic resource]: [PDF]. – URL: https://dl.djicdn.com/downloads/phantom_4_pro/20180508/Phantom_4_Pro_Pro_Plus_Series_User_Manual_EN.pdf
43. Cabel, R., McSwain, R. and Ferdinand, G. (2016). Measured Noise from Small Unmanned Aerial Vehicles. *Paper presented at the NOISE-CON 2016.* <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20160010139.pdf>
44. Marino, L. (2010). Experimental analysis of UAV-propellers noise. *Paper presented at the 16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference.* <https://doi.org/10.2514/6.2010-3854>
45. Intaratep, N., Alexander, W. N. and Devenport, W. J. (2016). Experimental Study of Quadcopter Acoustics and Performance at Static Thrust Conditions. *Paper presented at the 22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference.* <https://doi.org/10.2514/6.2016-2873>
46. Sinibaldi, G. and Marino, L. (2013). Experimental analysis on the noise of propellers for small UAV. *Applied Acoustics*, 74(1), pp. 79–88. <https://doi.org/10.1016/j.apacoust.2012.06.011>
47. Glegg, S. and Devenport W. (2017). *Aeroacoustics of Low Mach Number Flows. Fundamentals, Analysis, and Measurement.* London: Elsevier.
48. ГОСТ 19.301–79. Единая система программной документации. Программа и методика испытаний. Требования к содержанию и оформлению. [Действителен от 1981-01-01]. Изд. офиц. Москва, 1979. 2 с. (Информация и документация).
49. International Organization for Standardization. (2012). *Acoustics – Determination of sound power levels and sound energy levels of noise sources using sound pressure – Precision methods for anechoic rooms and hemi-anechoic rooms.* (ISO 3745: 2012).
50. ГОСТ 31295.1–2005 (ISO 9613–1 1993) Шум. Затухание звука при распространении на местности. [Действителен от 2007-01-01]. Изд. офиц. Москва, 2006. 34 с. (Информация и документация).

- 51.Дідковський В. С., Порошин С. М., Коржик О. В., Лейко О. Г., Петрищев О. М., Найда С. А. Акустичні антени: Навчальний посібник. Київ : НТУУ «КПІ», 2014. 244 с.
- 52.Клюкин И. И., Колесников А. Е. Акустические измерения в судостроении. Ленинград : Судостроение, 1968. 403 с.
- 53.Розроблення стартап-проекту. Методичні рекомендації до виконання розділу магістерських дисертацій для студентів інженерних спеціальностей / під заг. ред. О. А. Гавриша. Київ : НТУУ «КПІ», 2016. 28 с.